

**Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu  
Braunschweig**

**Fakultät für Maschinenbau  
(Institut für Strömungsmechanik)**

**Masterarbeit**

**Numerische Untersuchung der Nachlaufentwicklung  
einer Verkehrsflugzeugkonfiguration mit  
rumpfmontierten Propulsoren und  
Grenzschichteinsaugung**

**cand. M.Sc. Fares Naser  
Matrikelnummer 4311074**

Eingereicht von: B.Sc. Fares Naser (Matrikelnummer - 4311074)

1. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. habil C.-C. Rossow  
(Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt)

2. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. R. Rudnik  
(Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt)

Betreuer: M.Sc. Sebastian Spinner,  
(Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt)

Erstellt bei: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Braunschweig

Eingereicht am: 12. April 2019



## **Masterarbeit**

am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik  
Abteilung Transportflugzeuge

mit dem Thema

### **Numerische Untersuchung der Nachlaufentwicklung einer Verkehrsflugzeugkonfiguration mit rumpfmontierten Propulsoren und Grenzschichteinsaugung**

für

**B.Sc. Fares Naser, Matr.-Nr. 4311074**

Das Konzept der Grenzschichteinsaugung (BLI – Boundary layer ingestion) findet bereits seit vielen Jahren Anwendung im Bereich maritimer Antriebe. Der grundlegende Vorteil dieser Technologie liegt in der Steigerung des Vortriebswirkungsgrades durch vollständige oder teilweise Nutzung des Rumpfnachlaufs bei der Vortriebserzeugung [1].

Dieses Konzept auch auf Flugantriebe zu übertragen und zur Reife zu bringen ist aktuell Gegenstand vieler Forschungsvorhaben, wobei die Idee dafür bereits bis in die 1940er Jahre zurückreicht. Die in den letzten Jahren erzielten Ergebnisse deuten darauf hin, dass Triebwerke mit Grenzschichteinsaugung die Effizienz von Transportflugzeugen signifikant erhöhen können [2,3]. Diese Effizienzsteigerung resultiert unter anderem aus der Tatsache, dass der Nachlauf der Rumpfgrenzschicht durch den Strahl der Triebwerke ausgefüllt wird [4], wodurch der Anteil an ungenutzter kinetischer Energie reduziert wird.

In dieser Masterarbeit soll die Interaktion zwischen dem Rumpfnachlauf und dem Triebwerksstrahl numerisch mit dem DLR TAU Code [5] untersucht werden. Dabei soll beantwortet werden, inwiefern rumpfmontierte BLI Triebwerke das Auffüllen des Nachlaufes im rumpfnahen Bereich ermöglichen. Außerdem sind die Auswirkungen auf die Ausbildung der Wirbelschlepe im Nahfeld hinter dem Flugzeug, besonders im Bereich der Symmetrieebene, zu betrachten. Die Untersuchungen sollen an der TULAM Konfiguration mit zwei eingegrabenen Hecktriebwerken mit Grenzschichteinsaugung durchgeführt werden. Um den Einfluss der BLI-Triebwerke abschätzen zu können soll zum Vergleich eine antriebslose Flügel-Rumpf-Konfiguration auf Basis des TULAM Modells erstellt werden. Damit der Rechenaufwand der Simulationen möglichst gering bleibt, soll ein Netzadaptionsverfahren verwendet werden um die benötigte räumliche Diskretisierung des Nachlaufes und der Wirbelschlepe zu realisieren.

#### Im Rahmen der Masterarbeit durchzuführende Arbeiten:

1. Literaturrecherche zum Thema BLI mit besonderem Fokus auf der Betrachtung von Nachlauf und Wirbelschlepe in diesem Kontext
2. Einarbeitung in die Netzgenerierung und die CFD Simulation mit dem DLR TAU Code
3. CAD Aufbereitung der Konfigurationen
  - a. Vertraut machen mit dem TULAM CAD Modell für BLI-Studien
  - b. Generieren einer Konfiguration ohne Triebwerke als Referenz
4. Netzerstellung
  - a. Erstellen von Basisnetzen der beiden Konfigurationen mit dem Tool CENTAUR
  - b. Durchführung von Adaptionsschritten zur Auflösung des Nachlaufes bis ca. 0,5 Rumpflängen hinter dem Flugzeug für beide Konfigurationen

5. Durchführen von numerischen RANS Simulationen mit dem DLR TAU Code an den beiden Konfigurationen für ausgewählte Flugpunkte im Reiseflug mit
  - a. Bewertung der Nachlaufauflösung
  - b. Analyse der Wirbelschleppencharakteristika
  - c. Widerstandsanalyse auf Oberflächenbasis und im Nachlauf
  - d. Vergleichende Untersuchung einer Konfiguration mit einer unterschiedlichen Eingrabungshöhe der Triebwerke
6. Wissenschaftliche Auswertung, Analyse und Bewertung der Ergebnisse
7. Dokumentation der Arbeit in einem Bericht

#### Literatur:

- [1] Smith, L.H. "Wake Ingestion Propulsion Benefit", 1993
- [2] Plas, A.P. et al "Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System", AIAA 2007-450
- [3] Uranga, A. et al "Preliminary Experimental Assessment of the Boundary Layer Ingestion Benefit for the D8 Aircraft", AIAA Scitech 2014
- [4] Drela, M. "Power Balance in Aerodynamic Flows", AIAA 2009-3762
- [5] TAU-Code User Guide Release 2017.1.0, April 2017

Betreuer:

M.Sc. Sebastian Spinner  
DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik  
Lilienthalplatz 7  
38108 Braunschweig  
Tel.: +49 (0) 531 295 3870

Bearbeitungszeitraum: 6. Monate  
Aufgabe ausgegeben am: 15.10.2018

(Prof. Dr.-Ing. habil C.-C. Rossow)  
1. Prüfer

(Prof. Dr.-Ing. R. Rudnik)  
2. Prüfer

(M.Sc. Sebastian Spinner)  
Betreuer



# Eidesstattliche Erklärung

Hiermit erkläre ich, Fares Naser, geb. am 27.03.1994, des Eides statt, die vorliegende Masterarbeit selbstständig und ohne fremde Hilfe verfasst und keine anderen als die angegebenen Hilfsmittel verwendet zu haben.

Braunschweig, 12. April 2019



## Abstract

**English title:** *Numerical investigation of wake development on a commercial aircraft with fuselage mounted propulsion systems and boundary layer ingestion*

In the present thesis, a total number of five variants of the *TuLam* airplane configuration under cruise conditions were investigated numerically. Four versions were equipped with jet engines with boundary layer ingestion of different embedment levels (15%, 30%, 45% and 55% embedment level) and investigated in the means of interaction between fuselage wakes, wake turbulence and jet stream. One configuration without jet engines was used as a reference to characterize the influence of the jet stream in the wake of the wing. For two configurations (30% embedment level and without jet engines), the mesh adaptation method in *TAU* was applied. The remaining configurations' meshes were created using *CENTAUR*. It was found out that the embedment level does not influence the deflection and strength of the wake vortices significantly. The reason for this is that the initial distance between the jet engine nozzle and wing tip is too large and the differences in the results can be traced back to the varying local cell sizes. Moreover, it was shown that, for the cases of planes with jet engines, the drag coefficient calculated in *TAU* does not agree with the volumetric based coefficient of the resulting force at the  $x = 60\text{m}$  plane behind the plane. The reason is that the effect of the lower density in the hot jet stream cannot be compensated by the higher velocity behind the nozzle. The configuration without jet engines shows a maximum difference of 14.6% between the two force coefficients. The evaluation in the wake can only be applied to fine meshes, which are only present around a small volume surrounding the airplane. The theoretical filling of the wake by the jet engine could be shown for the four configurations with jet engines by using the contours of the total pressure ratio in the wake. The trend is that with rising embedment level, the area of low total pressure can be decreased. In order to compare the configurations with jet engines for different embedment levels, a mechanical power balance was applied which showed that a power saving of 0.2% in regard to the reference with 30% embedment level can be achieved by the configuration with 45% embedment level due to a better filling of the wake by the jet engine. For the configuration of 55% embedment level, a flow separation and high vortex activity, both due to a larger angle of attack compared to the other configurations, are working against the theoretical power saving and instead resulted in a required power which is 5% higher than the reference.



## Übersicht

In der vorliegenden Arbeit wurden insgesamt fünf Varianten der *TuLam*-Konfiguration unter Reiseflugbedingungen mittels numerischer Methoden untersucht. Vier Versionen wurden mit Triebwerken mit Grenzschichteinsaugung unterschiedlichen Einbettungsgrades (15%, 30%, 45% und 55% Einbettungsgrad) versehen und hinsichtlich der Interaktion zwischen Rumpfnachlauf, Wirbelschleppen und Triebwerksstrahl untersucht. Eine Konfiguration ohne Triebwerke diente als Referenz, um den Einfluss des Triebwerksstrahls dieser Triebwerkstypen im Nachlauf hinter dem Flügel zu untersuchen. Für zwei Konfigurationen (30% Einbettungsgrad und ohne Triebwerke) wurde das Netzadaptionungsverfahren in *TAU* angewandt. Die Netze der verbleibenden Konfigurationen wurden mithilfe von *CENTAUR* erstellt. Es konnte herausgefunden werden, dass der Einbettungsgrad auf die Auslenkung und Stärke der Wirbelschleppen keinen signifikanten Einfluss hat. Dies liegt daran, dass der initiale Abstand zwischen Triebwerksdüse und Flügelspitze zu groß ist und die Unterschiede in den Ergebnissen auf die variierenden lokalen Zellgrößen zurückzuführen sind. Des weiteren wurde gezeigt, dass der in *TAU* berechnete Widerstandsbeiwert nicht mit einer volumenbasierten Auswertung des Beiwertes der resultierenden Kräfte an der  $x = 60\text{m}$ -Ebene hinter dem Flugzeug für Konfigurationen mit Triebwerken übereinstimmt. Grund dafür ist der Effekt der geringeren Dichte im heißen Triebwerksstrahl, welcher durch die Übergeschwindigkeit im Nachlauf nicht kompensiert werden kann. Für die Konfiguration ohne Triebwerk stimmen die beiden Kraftbeiwerte mit einer Differenz von maximal 14,6% überein. Die Auswertung im Nachlauf ist nur für fein genug aufgelöste Netzbereiche tragbar, welche in der vorliegenden Arbeit nur in einem kleinen Teil hinter dem Flugzeug vorliegen. Das theoretische Auffüllen der Nachlaufdelle durch den Triebwerksstrahl konnte für die vier Konfigurationen mit Triebwerken mithilfe des Totaldruckverhältnisses im Nachlauf gezeigt werden. Der Trend dabei ist, dass mit tiefer eingelassenen Triebwerken ein kleineres Gebiet geringeren Totaldrucks im Rumpfnachlauf entsteht. Es wurde zum Vergleich der Konfigurationen mit Triebwerken eine mechanische Leistungsbilanz durchgeführt, um den Einfluss des Einbettungsgrades zu untersuchen, welche ergeben hat, dass bis zum Einbettungsgrad von 45% eine Leistungseinsparung von 0,2% gegenüber der Referenzkonfiguration mit 30% Einbettungsgrad aufgrund des besseren Auffüllens der Nachlaufdelle durch den Triebwerksstrahl vorliegt. Für die Konfiguration mit einem Einbettungsgrad von 55% wurde eine durch den Anstellwinkel erzeugte Ablösung an der Hinterkante des Flügels sowie eine hohe Wirbelaktivität vor dem Flugzeug festgestellt, welche der theoretische Leistungsersparnis entgegen spielt und eine Erhöhung der benötigten Leistung um knapp 5% gegenüber der Referenz nach sich zieht.



# Inhaltsverzeichnis

<b>Symbol- und Abkürzungsverzeichnis</b>	<b>iv</b>
Symbole . . . . .	iv
Indizes . . . . .	v
Hochgestellte Indizes . . . . .	vi
Abkürzungen . . . . .	vi
<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>viii</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>x</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
<b>2 Grundlagen</b>	<b>4</b>
2.1 Grenzschichteinsaugung . . . . .	4
2.1.1 Prinzip . . . . .	4
2.1.2 Stand der Technik . . . . .	6
2.1.3 Kenngröße <i>Einbettungsgrad</i> . . . . .	7
2.2 Betrachtung von mechanischer Leistung und Exergie . . . . .	7
2.2.1 Erweiterung um Exergie und Anergie . . . . .	10
2.2.2 Forschungsbedarf . . . . .	13
2.2.3 Bestimmung der resultierenden Kraft . . . . .	13
2.2.4 Impulsverlustbeiwert . . . . .	14
2.3 Wirbelschleppen . . . . .	14
2.4 Aerodynamische Interferenz . . . . .	16
2.4.1 Flügelnachlauf und Triebwerkseinlauf . . . . .	16
2.4.2 Interaktion von Triebwerksstrahl und Wirbelschleppen . . . . .	18
2.5 Netzadaption . . . . .	19
2.5.1 Sensor- und Indikatorfunktionen . . . . .	19
2.5.2 Verfeinerung der Elemente . . . . .	20
2.5.3 Algorithmus . . . . .	21
<b>3 Simulation und Methodik</b>	<b>22</b>
3.1 Aufbau der Simulationsreihe . . . . .	22
3.2 Beschreibung der Geometrie und Netzerstellung . . . . .	26
3.2.1 Vorwärtspfeilung . . . . .	26
3.2.2 Anwendung der Adaption: <i>Clean</i> und <i>Baseline</i> . . . . .	26
3.2.3 „Konventionelle“ Netzerstellung: <i>EG15</i> , <i>EG45</i> und <i>EG55</i> . . . . .	31
3.2.4 Güteparameter $y^+$ . . . . .	32
3.3 Numerisches Setup . . . . .	34
3.3.1 Navier-Stokes-Gleichungen . . . . .	34
3.3.2 Turbulenzmodelle . . . . .	34
3.3.3 Randbedingungen . . . . .	35
3.3.4 Triebwerksrandbedingung . . . . .	35
3.4 Konvergenzverläufe der Simulationen . . . . .	36
3.4.1 Konfigurationen mit Netzadaption . . . . .	36
3.4.2 Konfigurationen mit „konventioneller“ Netzerstellung . . . . .	43

---

<b>4</b>	<b>Einfluss des Triebwerks</b>	<b>45</b>
4.1	Totaldruckverhältnis . . . . .	45
4.2	Wirbelschleppencharakteristika . . . . .	47
4.3	Kraftbetrachtung auf Oberflächen- und Volumenbasis . . . . .	49
<b>5</b>	<b>Eingrabungsstudie</b>	<b>53</b>
5.1	Geschwindigkeits- und Totaldruckverhalten im Nachlauf . . . . .	53
5.1.1	Geschwindigkeitsverlauf . . . . .	53
5.1.2	Totaldruckkonturen . . . . .	60
5.2	Wirbelschleppencharakteristika . . . . .	62
5.3	Triebwerkseinlass . . . . .	64
5.4	Leistungsbetrachtung . . . . .	66
5.5	BLI-Nutzen . . . . .	71
<b>6</b>	<b>Zusammenfassung</b>	<b>73</b>
<b>7</b>	<b>Ausblick</b>	<b>76</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>78</b>
<b>A</b>	<b>Ergebnisse der Netzadaption</b>	<b>I</b>
<b>B</b>	<b>Tabellen zur Übersicht der Adaptionseinstellungen</b>	<b>XII</b>
<b>C</b>	<b>Aerodynamische Interferenzen</b>	<b>XV</b>





# Symbol- und Abkürzungsverzeichnis

## Symbole

$A$	Auftrieb	$N$
$C_A$	Auftriebsbeiwert	—
$c_p$	Druckbeiwert	—
$C_{P_K}$	Netto-Vortriebsleistungs-Beiwert	—
$C_W$	Widerstandsbeiwert	—
$C_X$	Horizontalkraftbeiwert	—
$D$	Durchmesser	$m$
$Def$	Streckungsdeformation	—
$Def'$	Scherdeformation	—
$D_h$	horizontale Divergenz	—
$e$	spezifische innere Energie	$\frac{m^2}{s^2}$
$\dot{E}$	Abscheiderate (PBM)	$W$
$EG$	Einbettungsgrad	%
$\dot{A}$	Anergiefluss (PBM)	$W$
$ERC$	Exergie-Wiedergewinnungs-Koeffizient	$pc$
$ESC$	Exergie-Ersparnis-Koeffizient	%
$EW C$	Koeffizient der ungenutzten Exergie	$pc$
$F$	Fläche, Schub	$m^2, N$
$g$	Erdbeschleunigung ( $g = 9,81 \frac{m}{s^2}$ )	$\frac{m}{s^2}$
$\dot{h}$	Steigrate	$\frac{m}{s}$
$h$	Höhe, Eingrabungstiefe, spez. Enthalpie	$m, m, \frac{m^2}{s^2}$
$k$	turbulente kinetische Energie	$J$
$L$	Maximum der Indikatorfunktion (Adaption)	—
$Ma$	Mach-Zahl	—
$N_k$	kinematische Wirbelstärkenzahl	—
$P$	Leistung	$W$
$p$	Druck	$\frac{N}{mm^2}$
$x_{p1}$	Punkt in der Feldlösung „1“	—
$x_{p2}$	Punkt in der Feldlösung „2“	—
$q$	Staudruck, $q = \frac{1}{2}\rho V^2$	—
$R$	Resudium	—
$r$	Radius	$m$
$Re$	Reynolds-Zahl	—
$S$	Tensor der Dehnungsrate	$\frac{1}{s}$
$s$	spezifische Entropie	$\frac{m^2}{s^2 K}$

$T$	Temperatur	$K$
$U_\infty$	Anströmgeschwindigkeit in x-Richtung	$\frac{m}{s}$
$u$	Störgeschwindigkeit in x-Richtung	$\frac{m}{s}$
$V, \vec{V}$	Geschwindigkeit (allgemein und als Geschwindigkeitsfeld)	$\frac{m}{s}$
$V_\infty$	Anströmgeschwindigkeit in y-Richtung, Anströmgeschwindigkeit (allgemein)	$\frac{m}{s}$
$v$	Störgeschwindigkeit in y-Richtung	$\frac{m}{s}$
$W$	Widerstand	$N$
$w$	Störgeschwindigkeit in z-Richtung	$\frac{m}{s}$
$\alpha$	Anstellwinkel	$^\circ$
$\delta$	Schwellenwert für Adaption, differentielle Änderung	—
$\epsilon$	turbulente Dissipation	$J$
$\dot{\epsilon}$	Ausströmrates der mechanischen Energie (PBM)	$W$
$\Gamma$	Zirkulation	$\frac{m^2}{s}$
$\lambda_2$	zweiter Eigenwert der Feldmatrix	$\frac{s \cdot W}{m^2 \cdot K}$
$\nu$	kinematische Viskosität	$\frac{m^2}{s}$
$\Omega$	Tensor der Wirbelstärke	$\frac{1}{s}$
$\omega, \vec{\omega}$	Wirbelstärke (skalar und vektoriell)	$\frac{s}{s}$
$\phi$	Dissipationsrate, beliebige Strömungsgröße	$W, -$
$\hat{n}$	Normalenvektor	$\frac{kg}{m^3}$
$\tau$	Spannung	$\frac{N}{m^2}$

## Indizes

0	Im Flug
$a$	Axialgeschwindigkeit (PBM)
$aus$	Triebwerksauslass
$avg$	durchschnittlich (engl. <i>average</i> )
$ax$	axial
$BLI$	mit BLI
$ein$	Triebwerkseinlass
$i, j$	Zählvariablen
$ind$	induziert
$K$	kinetische Energie (PBM)
$max$	maximal
$min$	minimal
$non - BLI$	ohne BLI
$O$	Gesamt(wirkungsgrad)
$prop$	Vortriebs(-Exergie) (PBM)
$p$	Druckarbeit (PBM)
$R$	auf den Rumpf bezogen
$ref$	Referenz
$S$	Antrieb (engl. <i>shaft</i> ) (PBM)
$stat$	statisch
$t$	Total
$th$	thermisch (für Exergieflüsse) (PBM)
$TW$	auf das Triebwerk bezogen

$V$	volumetrisch (PBM)
$v$	Transversalgeschwindigkeit (engl. <i>vortex</i> ) (PBM)
$W$	Umgebungsarbeit (PBM)
$w$	Wellen-Ausfluss-Energie (PBM)
$X$	in X-Richtung
$\varphi$	in Umlaufrichtung
$xx$	Normalspannung in x-Richtung (in y und z-Richtung analog)
$xz$	Schubspannung in x-Richtung entlang der Fläche $dx \cdot dz$ (Indizierung für andere Flächen analog)
$\infty$	Fernfeld bzw. Anströmung

## Hochgestellte Indizes

$BLI$	mit BLI
$ref$	Referenz
$SC$	seitlicher Zylinder (engl. <i>side cylinder</i> )
$TP$	Trefftz-Ebene (engl. <i>Trefftz Plane</i> )

## Abkürzungen

ALT	Transition der Anlegelinie (engl. <i>Attachment Line Transition</i> )
BLI	Grenzschichteinsaugung (engl. <i>Boundary Layer Ingestion</i> )
BWB	nahtlose Flügel-Rumpf-Konfiguration (engl. <i>Blended Wing Body</i> )
CFD	numerische Strömungsmechanik (engl. <i>Computational Fluid Dynamics</i> )
CFI	Querströmungsinstabilitäten (engl. <i>Crossflow Instabilities</i> )
CFL	Courant-Friedrichs-Levy-Zahl
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DNS	Direkte Numerische Simulation
FAA	Federal Aviation Administration (Luftfahrtbehörde der USA)
FVM	Finite-Volumen Methode
ICAO	Internationale Zivilluftfahrtorganisation (engl. <i>International Civil Aviation Organization</i> )
LES	Grobstruktursimulation (engl. <i>Large Eddy Simulation</i> )
LLP	lebensdauerbegrenztes Bauteil (engl. <i>Life Limited Part</i> )
MIT	Massachusetts Institute of Technology
NASA	US-Amerikanische Bundesbehörde für Raumfahrt und Flugwissenschaft (engl. <i>National Aeronautics and Space Administration</i> )
NWV	Numerische Wettervorhersage

---

PBM	Leistungsgleichgewichts-Methode (engl. <i>Power Balance Method</i> )
pc	dimensionslose Größe zur Leistungsdarstellung (engl. <i>power counts</i> )
PCM	Parallelkompressormodell (engl. <i>Parallel Compressor Model</i> )
RANS	Reynolds-gemittelte Navier-Stokes-Gleichungen (engl. <i>Reynolds-Averaged-Navier-Stokes equations</i> )
TuLam	DLR-Projekt zur Laminarhaltung an Flügeln (engl. <i>Toughen up Laminar Technology</i> )

# Abbildungsverzeichnis

2.1	BLI-Prinzip zur Re-Energetisierung der Grenzschicht (Abbildung entnommen aus [1] und ins Deutsche übersetzt) . . . . .	5
2.2	Prinzipdarstellung zwischen konventioneller Konfiguration (links) und Konfiguration mit Grenzschichteinsaugung (rechts) (Abbildung entnommen aus [2] und an Nomenklatur angepasst) . . . . .	6
2.3	Schematische Darstellung zum Einbettungsgrad nach [3] . . . . .	7
2.4	Kontrollvolumen für die Leistungsbetrachtung (Abbildung entnommen aus [4] und ins Deutsche übersetzt) . . . . .	8
2.5	Stromlinienverlauf des Flügelnachlaufs . . . . .	17
2.6	Prinzip der Vermischung von Triebwerksstrahl und Wirbel hinter dem Flugzeug (Abbildung übernommen aus [5] und ins Deutsche übersetzt) . . . . .	18
2.7	Erlaubte Verfeinerungen der Tetraeder (Abbildung entnommen aus [6] und ins Deutsche übersetzt) . . . . .	20
3.1	Konfiguration <i>Clean</i> , mit den globalen Abmessungen der Geometrie . . . . .	23
3.2	Konfiguration <i>Baseline</i> oder <i>EG30</i> . . . . .	24
3.3	Konfiguration <i>EG15</i> . . . . .	24
3.4	Konfiguration <i>EG45</i> . . . . .	25
3.5	Konfiguration <i>EG55</i> . . . . .	25
3.6	Box zur Netzadaption um das Flugzeug (hier: <i>Baseline</i> -Konfiguration), der Koordinatenursprung liegt in der Flugzeugnase . . . . .	27
3.7	<i>Baseline</i> : Basisnetz (ohne Adaption), Schnitt bei $x = 60\text{m}$ . . . . .	29
3.8	<i>Baseline</i> : 3. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60\text{m}$ . . . . .	29
3.9	<i>Baseline</i> : 7. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60\text{m}$ . . . . .	30
3.10	Quellen um Flügel, Triebwerk und Rumpf zur Netzerstellung . . . . .	31
3.11	Verlauf von $y^+$ entlang der Oberfläche für die Konfiguration <i>Clean</i> . . . . .	33
3.12	Konvergenzverlauf des Dichteresiduums und des Auftriebsbeiwerts für die Konfiguration <i>Clean</i> . . . . .	37
3.13	Konvergenzverlauf des Dichteresiduums und des Auftriebsbeiwerts für die Konfiguration <i>Baseline</i> ( <i>EG30</i> ) . . . . .	37
3.14	Verlauf der Geschwindigkeiten in x-Richtung entlang der Ebene $x = 60\text{m}$ bei verschiedenen Schritten der Adaption ( <i>Clean</i> ) . . . . .	39
3.15	Verlauf der Geschwindigkeiten in x-Richtung entlang der Ebene $x = 60\text{m}$ bei verschiedenen Schritten der Adaption ( <i>Baseline</i> ) . . . . .	41
3.16	Impulsverlustbeiwert für die jeweiligen Adaptionsschritte . . . . .	42
3.17	Konvergenzverlauf des Dichteresiduums und des Auftriebsbeiwerts für die Konfiguration <i>EG15</i> . . . . .	43

3.18	Konvergenzverlauf des Dichteresiduums und des Auftriebsbeiwerts für die Konfiguration <i>EG45</i> . . . . .	44
3.19	Konvergenzverlauf des Dichteresiduums und des Auftriebsbeiwerts für die Konfiguration <i>EG55</i> . . . . .	44
4.1	Vergleichende Darstellung zum Verlauf des Totaldruckverhältnisses für die Konfigurationen <i>Clean</i> und <i>Baseline</i> . . . . .	46
4.2	Verlauf der Auslenkung der Wirbelschlepe in y-Richtung . . . . .	48
4.3	Verlauf der Auslenkung der Wirbelschlepe in z-Richtung . . . . .	48
4.4	Dichtegradienten an der Ebene $x = 60m$ für die Konfigurationen <i>Baseline</i> und <i>Clean</i> . . . . .	52
5.1	Verlauf der Geschwindigkeiten in x-Richtung entlang der Ebene $x = 60m$ ( <i>EG15</i> )	55
5.2	Verlauf der Geschwindigkeiten in x-Richtung entlang der Ebene $x = 60m$ ( <i>EG45</i> )	57
5.3	Verlauf der Geschwindigkeiten in x-Richtung entlang der Ebene $x = 60m$ ( <i>EG55</i> )	59
5.4	Verlauf des Totaldruckverhältnisses im Nachlauf . . . . .	61
5.5	Ablenkung in y- und z-Richtung und Verlauf der kinematischen Wirbelstärkenzahl $N_k$ im Flügelnachlauf für die betrachteten Konfigurationen . . . . .	63
5.6	Totaldruckverhältnisse am Triebwerkeinlass für die verschiedenen Eingrabungstiefen . . . . .	65
5.7	Ablösung an der Flügelhinterkante (Konfiguration <i>EG55</i> ) . . . . .	67
5.8	Exergiekoeffizienten an mehreren Ebenen hinter dem Flugzeug . . . . .	69
5.9	Konturplot für $C_{\dot{E}_v}$ der verschiedenen Konfigurationen vor dem Flugzeug . . . . .	70
5.10	BLI-Nutzen und Leistungsverhältnis für verschiedene Einbettungsgrade (Referenz: <i>Baseline</i> bzw. <i>EG30</i> ) . . . . .	72
A.1	<i>Baseline</i> : Basisnetz (ohne Adaption), Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	I
A.2	<i>Baseline</i> : 1. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	II
A.3	<i>Baseline</i> : 2. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	II
A.4	<i>Baseline</i> : 3. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	III
A.5	<i>Baseline</i> : 4. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	III
A.6	<i>Baseline</i> : 5. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	IV
A.7	<i>Baseline</i> : 6. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	IV
A.8	<i>Baseline</i> : 7. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	V
A.9	<i>Clean</i> : Basisnetz (ohne Adaption), Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	VI
A.10	<i>Clean</i> : 1. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	VII
A.11	<i>Clean</i> : 2. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	VII
A.12	<i>Clean</i> : 3. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	VIII
A.13	<i>Clean</i> : 4. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	VIII
A.14	<i>Clean</i> : 5. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	IX
A.15	<i>Clean</i> : 6. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	IX
A.16	<i>Clean</i> : 7. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	X
A.17	<i>Clean</i> : 8. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	X
A.18	<i>Clean</i> : 9. Adaptionsschritt, Schnitt bei $x = 60$ m . . . . .	XI
C.1	Einfluss der Verschneidung von Flügel und Rumpf auf die Ablenkung des Triebwerksstrahls . . . . .	XVI
C.2	Interferenz zwischen abgehenden Rumpfheckwirbeln und dem Triebwerksstrahl .	XVII

# Tabellenverzeichnis

3.1	Einstellungen für die genutzten Quellen in <i>CENTAUR</i> . . . . .	31
4.1	Impulsverlustbeiwert für verschiedene Auswertmethoden ( <i>Clean</i> ) . . . . .	50
4.2	Impulsverlustbeiwert für verschiedene Auswertmethoden ( <i>Baseline</i> ) . . . . .	50
5.1	Güteparameter für den Vergleich zwischen <i>Baseline</i> und <i>EG15</i> . . . . .	68
5.2	Güteparameter für den Vergleich zwischen <i>Baseline</i> und <i>EG45</i> . . . . .	68
5.3	Güteparameter für den Vergleich zwischen <i>Baseline</i> und <i>EG55</i> . . . . .	68
B.1	Einstellungen der Adaptionsschritte für die Konfiguration <i>Clean</i> . . . . .	XIII
B.2	Einstellungen der Adaptionsschritte für die Konfiguration <i>Baseline</i> . . . . .	XIV



# Kapitel 1

## Einleitung

### Hintergrund

Die Grenzschichteinsaugung, auf englisch *Boundary Layer Ingestion (BLI)* findet seit mehreren Jahren in der Schifffahrt und bei maritimen Maschinen Anwendung. Erste theoretische Auslegungen dazu wurden in den 1960er Jahren entwickelt, vgl. [7], [8]. Die ersten Untersuchungen zur Verwendung von BLI an Flugzeugen wurden bereits in den späten 1940er Jahren durch Smith [9] durchgeführt. In seiner Pionierarbeit hat er drei Flugzeuge miteinander verglichen (konventionelle Konfiguration mit Turbojet-Triebwerken, Konfiguration mit Ramjet-Triebwerken und BLI-Konfiguration) und festgestellt, dass die Reichweite der BLI-Konfiguration die konventionelle Konfiguration um 2020 Meilen übersteigt, während die Konfiguration mit Ramjet lediglich eine Steigerung von 1310 Meilen aufweist. Weitere Arbeiten auf dem Gebiet, etwa [10] und [11], haben später mit dem Fortschritt der Technik experimentell und numerisch ein Spektrum der Kraftstoffeinsparung im Bereich von etwa 5% bis 12% für die sog. *D8 Double-Bubble*-Konfiguration aufgezeigt. Die genannten Arbeiten haben gemein, dass lediglich die theoretischen Einsparungen von BLI-Konfigurationen nachgewiesen wurden. Eine Untersuchung über die Wechselwirkungen zwischen Nachlauf der Triebwerke bzw. des Rumpfes und Wirbelschleppen der gesamten Konfiguration wurde bisher jedoch nur in geringem Maße, etwa in [12], für eine generische Rumpf-Flügel-Konfiguration oder in [5] und [13] für einen generischen Flügel mit einer einfachen Düse als Ersatz für den Triebwerksstrahl durchgeführt. An dieser Stelle soll die vorliegende Arbeit ansetzen, indem eine Verkehrsflugzeugkonfiguration mit vorwärts gepfeilten Flügeln und heckmontierten BLI-Triebwerken auf die Wechselwirkung der Wirbelschleppen hinter den Flügelspitzen mit dem Nachlauf von Rumpf und Triebwerk mittels numerischer Strömungsberechnung (engl.: *Computational Fluid Dynamics, CFD*) untersucht wird. Es handelt sich dabei um die am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) entwickelten Konfiguration aus dem *TuLam*-Projekt (kurz für *Toughen up Laminar Technology*, im Folgenden *TuLam* genannt), welche an eine A320 angelehnt wurde [14], [15].

Nach Unfällen, welche auf Wirbelschleppen zurückgeführt worden sind, wurde nach [16] erstmals auf die Problematik der Wirbelschleppen aufmerksam gemacht. Die noch heute durch die FAA und ICAO eingeführte gültige Staffelung der Flugzeuge bei der Landung, welche sich nach dem Flugzeuggewicht von führendem und folgendem Flugzeug richtet, ist eine Folge daraus. Nach [16] gibt es Bestrebungen, die Staffelung u.a. auch aktiv mit einer Wirbelmessung zu steuern, da sie dem wachsenden Luftverkehrsaufkommen entgegen wirkt.

Die *TuLam*-Konfiguration, welche in der vorliegenden Arbeit als BLI-Variante untersucht wird, entspricht der in [14] und [15] vorzufindenden Konfiguration, jedoch wurden die Triebwerke an

das Heck des Rumpfes montiert. Die Position der Triebwerke ist hierbei durch aerodynamische Interferenzen geprägt, welche in Kap. 2.4 beschrieben werden.

## Ziel der Arbeit

In der vorliegenden Arbeit werden fünf Variationen der *TuLam*-Konfiguration hinsichtlich ihres aerodynamischen Verhaltens im Nachlauf des Flugzeugs miteinander verglichen. Diese beinhalten vier Konfigurationen mit jeweils unterschiedlich tief eingelassenen BLI-Triebwerken (15%, 30%, 45% bzw. 55% Einbettungsgrad) sowie eine Konfiguration ohne Triebwerke, um den Einfluss des Triebwerks auf das Strömungsfeld zu untersuchen. Ziel der Arbeit ist es, die Interaktion zwischen Wirbelschleppen, Triebwerksstrahl und Rumpfnachlauf im Reiseflug im Bereich bis zu einer halben Flugzeuglänge hinter dem Rumpfheck zu erfassen und zu charakterisieren. Für zwei der fünf Konfigurationen, nämlich die Konfiguration ohne Triebwerke und die Konfiguration mit 30% eingelassenen Triebwerken, wird dabei das sog. Netzadaptionsverfahren angewandt. Dies hilft dabei, die Wirbel und den Nachlauf gezielt zu verfeinern und den Aufwand einer manuellen Netzverfeinerung für die verbleibenden drei Konfigurationen gering zu halten. Der Fokus der vorliegenden Arbeit liegt zum Einen darin, inwiefern sich qualitative und quantitative Aussagen über eine Widerstandsbestimmung im Fernfeld für BLI-Konfigurationen treffen lassen. Zum Anderen wird eine Eingrabungsstudie durchgeführt, indem die vier Konfigurationen mit Triebwerken in einer mechanischen Leistungsbetrachtung nach [4] und [17] miteinander verglichen werden. Hierbei wird untersucht, ob der theoretische Gewinn an Leistung, welcher mit einer Kraftstoffeinsparung einhergeht, numerisch nachgewiesen werden kann.

## Kapiteleinteilung

Die naturwissenschaftlichen und technischen Grundlagen, welche in der vorliegenden Arbeit Anwendung finden, werden in **Kapitel 2** thematisiert. Anschließend werden das numerische Modell, die Randbedingungen und die Anwendung und Ergebnisse der Netzadaptation in **Kapitel 3** angesprochen. Der Vergleich der Referenzgeometrie mit 30% Einbettungsgrad mit der Konfiguration ohne Triebwerke findet in **Kapitel 4** statt, indem der Einfluss der Triebwerke auf das Strömungsfeld charakterisiert wird. In **Kapitel 5** werden die Ergebnisse der Eingrabungsstudie aufgezeigt und diskutiert. In **Kapitel 6** werden die Ergebnisse der Simulationen zusammengefasst. Ein Ausblick für zukünftige Arbeiten bzw. Anwendungen der BLI-Konfiguration schließt mit **Kapitel 7** die Arbeit ab.

## Hilfsmittel und Software

**CENTAUR:** Das Softwarepaket rund um den hybriden Netzerzeuger *CENTAUR* bietet eine Möglichkeit für die Erstellung und Modifikation von Rechennetzen. Ein CAD-Modell (Computer Aided Design) kann geöffnet werden und das Netz anschließend durch den Nutzer nach Belieben erstellt und modifiziert werden. *CENTAUR* bietet das Nutzen sog. *Quellen*, welche das Netz lokal in dessen Auflösung ändert. Eine ausführliche Dokumentation sämtlicher Funktionen lässt sich auf der Firmen-Website [18] finden.

**TAU:** Die numerische Berechnung findet mithilfe des vom DLR entwickelten Strömungslösers für unstrukturierte Hybridnetze *TAU* statt. Es handelt sich hierbei um einen über die Konsole und durch Python-Skripte gesteuerten Strömungslöser zur numerischen Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen (engl.: *Reynolds Averaged Navier Stokes, RANS*), welcher die Lösung mittels einer Finite-Volumen Methode (FVM) approximiert. *TAU* wird weiterhin für eine Netzaaption genutzt, welche mit Hilfe eines Indikators, d.h. einer quantitativen Aussage über die Unterschiede in der Feldlösung zwischen zwei benachbarten Punkten, ausgeführt wird. Eine detaillierte Beschreibung über alle Funktionalitäten befinden sich im User Guide [19]. Für Hintergründe über die Implementierung und naturwissenschaftlichen Grundlagen sei auf die Technische Dokumentation [20] verwiesen.

# Kapitel 2

## Grundlagen

Das vorliegende Kapitel deckt die Grundlagen der Grenzschichteinsaugung ab. Ferner werden die naturwissenschaftlichen Prinzipien zur Leistungsbetrachtung, Wirbelschleppen und aerodynamischer Interferenz sowie die technischen Hintergründe des Netzadaptionsverfahrens beleuchtet.

### 2.1 Grenzschichteinsaugung

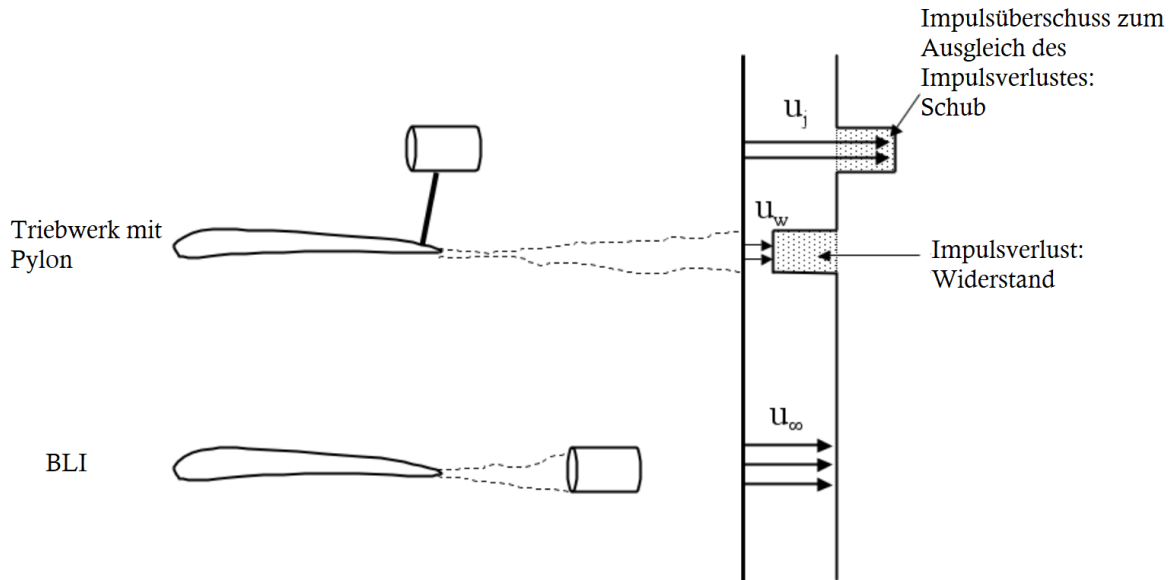
Das zentrale Thema der vorliegenden Arbeit ist die Grenzschichteinsaugung von rumpfmontierten Triebwerken. Daher wird zunächst auf den Mechanismus, den Stand der Technik, sowie die Kenngröße des *Einbettungsgrades* eingegangen, welcher der Charakterisierung der vorliegenden Konfigurationen dient.

#### 2.1.1 Prinzip

Nach [21] gibt es zwei Formen der Grenzschichteinsaugung bei Flugzeugtriebwerken. Die erste Variante ist die *vollständig-ringförmige* Grenzschichteinsaugung, welche beispielsweise in Form eines Triebwerks vorliegt, welches an das Heck des Rumpfes angebracht ist und diesen vollständig umschließt. Die zweite Variante ist die *asymmetrische* Grenzschichteinsaugung, welche in der vorliegenden Arbeit vorliegt. Hierbei werden die Triebwerke teilweise in das Heck des Rumpfes eingelassen und somit die Rumpfgrenzschicht nur teilweise eingesaugt. Infolgedessen entsteht eine namensgebende asymmetrische Anströmung des Fans. Das grundlegende Prinzip beider Formen der Grenzschichteinsaugung ist nach [1] das Einsaugen der Rumpfgrenzschicht in den Triebwerkseinlauf und die Re-Energetisierung des Nachlaufs. In Folge der impulsarmen Grenzschicht des Rumpfes entsteht nach dem Abfließen an der Hinterkante ein Totaldruckverlust, welcher auch *Nachlaufdelle* genannt wird. Im Gegensatz dazu findet im Triebwerksstrahl eine Beschleunigung hinter der Triebwerksdüse und damit ein Totaldruckanstieg statt, welcher jedoch bei konventionellen Unterflügelkonfigurationen weit entfernt von der Nachlaufdelle vorhanden ist. Wird das Triebwerk nun in den Bereich der Nachlaufdelle eingebettet, kann nach [1] der Totaldruckverlust aufgefüllt und so durch Re-Energetisierung der Grenzschicht der aerodynamische Verlust im besten Fall vollständig beseitigt werden. Da es sich bei der vorliegenden Konfiguration um eine asymmetrische Grenzschichteinsaugung handelt, wird erwartet, dass der Effekt der Re-Energetisierung mit der Einbettung der Triebwerke in den Rumpf skaliert. Das Prinzip ist in Abb. 2.1 für die Variante der vollständig-ringförmigen Grenzschichteinsaugung dargestellt.

Der Abbildung ist zu entnehmen, dass konventionelle Triebwerke mit Pylons im beschleunigten Triebwerksstrahl einen Impulsüberschuss aufweisen, während im Nachlauf ein Impulsdefizit vorliegt. Bei Konfigurationen mit BLI und Installation des Triebwerks im Rumpfnachlauf kann dieser Unterschied ausgeglichen werden, vgl. unterer Teil der Abb. 2.1.

Eine zweite Betrachtungsweise hängt mit dem Schub zusammen, vgl. [17]. Die allgemeine Schub-



**Abbildung 2.1:** BLI-Prinzip zur Re-Energetisierung der Grenzschicht (Abbildung entnommen aus [1] und ins Deutsche übersetzt)

gleichung lautet

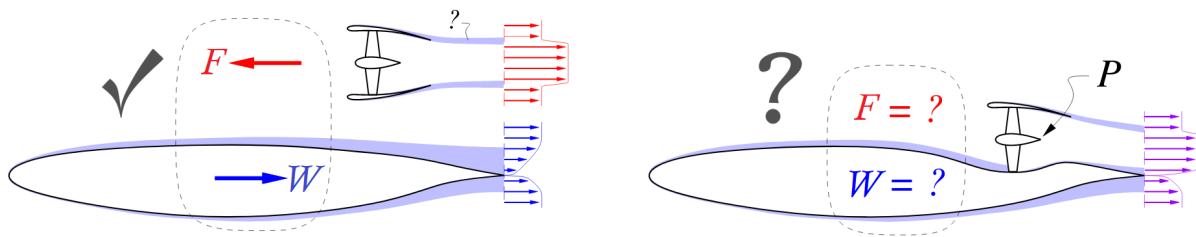
$$F = \dot{m}(V_{aus} - V_{ein}) = \dot{m}\Delta V \quad (2.1)$$

mit dem Massenstrom  $\dot{m}$  durch das Triebwerk und den Geschwindigkeiten  $V_{ein}$  und  $V_{aus}$  am Triebwerkseinlass bzw. -auslass. Die aufzubringende Leistung durch das Triebwerk ergibt sich zu

$$P = \frac{\dot{m}}{2}(V_{aus}^2 - V_{ein}^2) = F \frac{V_{ein} + V_{aus}}{2} = F \left( V_{ein} + \frac{\Delta V}{2} \right) \quad (2.2)$$

und ist somit linear abhängig von der Geschwindigkeit am Triebwerkseinlass  $V_{ein}$ . Eine Verringerung dieser Geschwindigkeit bei konstantem Schub reduziert somit die erforderliche Leistung. Dies ist in der Grenzschicht bzw. im Nachlauf des Rumpfes gegeben und somit verspricht die Grenzschichteinsaugung eine Einsparung der Leistung und infolgedessen des Kraftstoffes.

Da das Triebwerk stark mit der Rumpfgrenzschicht interagiert, ist eine konventionelle Einteilung in Schub und Widerstand nicht möglich. Vielmehr ist der Rumpf Teil der Stromröhre bzw. das Triebwerk Teil der Außenaerodynamik, sodass nach [2] keine eindeutige Unterteilung möglich ist. Dieser Umstand ist in Abb. 2.2 illustriert. Bei konventionellen Flugzeugkonfigurationen (links) ist eine Trennung zwischen Schub und Widerstand möglich und die Geschwindigkeitsverläufe zeigen ebenso getrennte Verläufe mit einer Erhöhung der Geschwindigkeit im Triebwerksstrahl und einer Reduktion im Nachlauf. Für den Fall mit Grenzschichteinsaugung (rechts) ist aufgrund der Wechselwirkung der beiden Komponenten keine eindeutige Unterteilung mehr möglich und der Geschwindigkeitsverlauf ist ebenso nicht eindeutig den einzelnen Quellen zuzuordnen.



**Abbildung 2.2:** Prinzipdarstellung zwischen konventioneller Konfiguration (links) und Konfiguration mit Grenzschichteinsaugung (rechts) (Abbildung entnommen aus [2] und an Nomenklatur angepasst)

### 2.1.2 Stand der Technik

Wie bereits in der Einleitung dargestellt ist die Grenzschichteinsaugung für die Luftfahrt noch keine ausgereifte Technologie, jedoch befindet sich die Thematik der Grenzschichteinsaugung seit mehreren Jahrzehnten in der Erforschung. Die größte Herausforderung ist, dass prinzipbedingt Rumpf und Triebwerk aerodynamisch betrachtet stark miteinander agieren und nicht voneinander getrennt entworfen werden können. Bei konventionellen Flugzeugen ist dies durchaus möglich. Die Anströmung des Triebwerks wird hierbei unbeeinflusst von Rumpf, Flügel und Grenzschichten angenommen, sodass Triebwerk und Rumpf isoliert voneinander entworfen werden können. Eine Erforschung des genauen Grenzschichtverlaufs vor dem Triebwerkeinlauf ist demnach von großer Wichtigkeit, um ein Triebwerk bzw. die Fan-Stufe an die ungleichmäßige Anströmung anzupassen.

Eine Anwendung der Grenzschichteinsaugung ist das „D8 Double Bubble Aircraft“. Die Konfiguration wurde in einer Kooperation von NASA und dem MIT für das „NASA N+3 Program“ konzipiert, vgl. [22], sowie numerisch, vgl. [11], und [23], und experimentell, vgl. [10], untersucht. Es handelt sich nach [22] und [23] bei der Konfiguration um ein der Boeing 737 ähnliches Flugzeug. Nach [22] verspricht die Nutzung von BLI-Triebwerken theoretisch eine Einsparung des Kraftstoffverbrauchs von 33% im Vergleich zu einer ähnlichen optimierten Transportflugzeugkonfiguration mit gleichem Material und gleichem Triebwerk in Unterflügelanordnung aufgrund verringerten spez. Kraftstoffverbrauchs, geringeren Gewichts, kleinerer Leitwerksflächen und kleineren Widerstands. Aufgrund des Prinzips der Grenzschichteinsaugung steht nach [22] und [23] der potentiell hohen Kraftstoffeinsparung eine ungleichmäßige Anströmung des Fans gegenüber. Somit kann ein Fan für BLI-Applikationen nicht auf konventionelle Art mit gleichmäßiger Anströmung entworfen werden. Es gilt, eine durch die Grenzschicht gestörte und prinzipbedingt asymmetrische Anströmung beim Entwurf der Fan-Stufe zu berücksichtigen.

Eine weitere Publikation, vgl. [21], zeigt die Anwendung der Grenzschichteinsaugung an einem *Blended Wing Body* (BWB). Das Modell für den Triebwerkeinlauf ist hier das sog. „Parallel Compressor Model“ (PCM). Hierbei wird die Anströmung in einen freien Teil und einen gestörten Teil, welcher die Grenzschicht annähern soll, aufgeteilt. Diese Methodik eignet sich insbesondere für die Auslegung von Triebwerkeinläufen, welche für eine asymmetrische Grenzschichteinsaugung genutzt werden.

Es sei als letztes die NOVA-Konfiguration (*Nextgen Onera Versatile Aircraft*) nach [24] genannt. In der Studie wurden für Turbofan-Triebwerke mit großen Nebenstromverhältnissen Untersuchungen zur Triebwerksintegration durchgeführt. Unter anderem ist eine mögliche Konfiguration mit BLI betrachtet worden. Die BLI-Konfiguration ist in dieser Studie in der Lage, die Nachlaufdüse durch den Rumpf, also den Totaldruckunterschied zur freien Anströmung, wieder auf-

zufüllen.

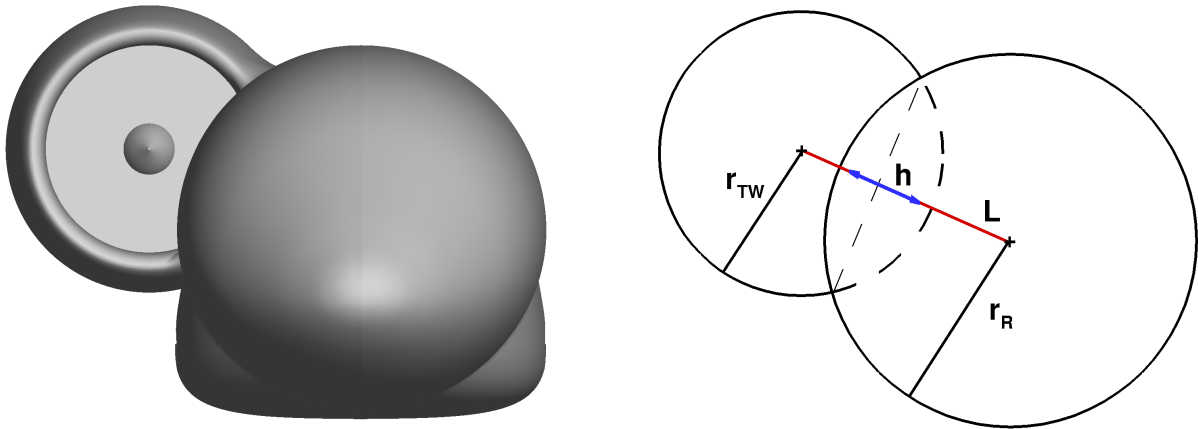
Im Bereich der Triebwerksmodellierung sei auf eine aktuelle Studie der NASA verwiesen, vgl. [25]. Hier wurden ein eindimensionales thermodynamisches Kreisprozessmodell des Triebwerks und eine RANS-Simulation miteinander gekoppelt, um die Effekte aus beiden Betrachtungen zu berücksichtigen, da beide Effekte gleich stark die Leistung des Flugzeugs beeinflussen. Bemerkenswert ist, dass nach [25] für BLI-Triebwerke schubabhängige aerodynamische Effekte auftreten. In den resultierenden Berechnungen wurde gezeigt, dass der Schub mit BLI im Vergleich zur konventionellen Bauweise mit Pylon um 33% gesteigert werden konnte.

### 2.1.3 Kenngröße *Einbettungsgrad*

Für die vorliegende Arbeit wird der Einfluss auf den Nachlaufbereich des Flugzeugs mit unterschiedlich tief in den Rumpf eingelassenen Triebwerken untersucht. Der Einbettungsgrad ist ein nach [3] entwickelter Parameter, welcher die Einbettung dimensionslos darstellt. Dabei wird der in den Rumpf (Durchmesser  $D_R = 2 \cdot r_R$ ) eingelassene Teil des Triebwerks (Eingrabungstiefe  $h = r_R + r_{TW} - L$ ) auf den Triebwerksdurchmesser ( $D_{TW} = 2 \cdot r_{TW}$ ) bezogen. Nach [3] ergibt sich:

$$\text{EG} = \frac{r_R + r_{TW} - L}{2 \cdot r_{TW}} = \frac{h}{D_{TW}} \quad (2.3)$$

Eine Veranschaulichung ist in Abb. 2.3 gezeigt. Darin sind die Maße  $h$ ,  $L$ ,  $r_R$  und  $r_{TW}$  in der schematischen Darstellung rechts angegeben.

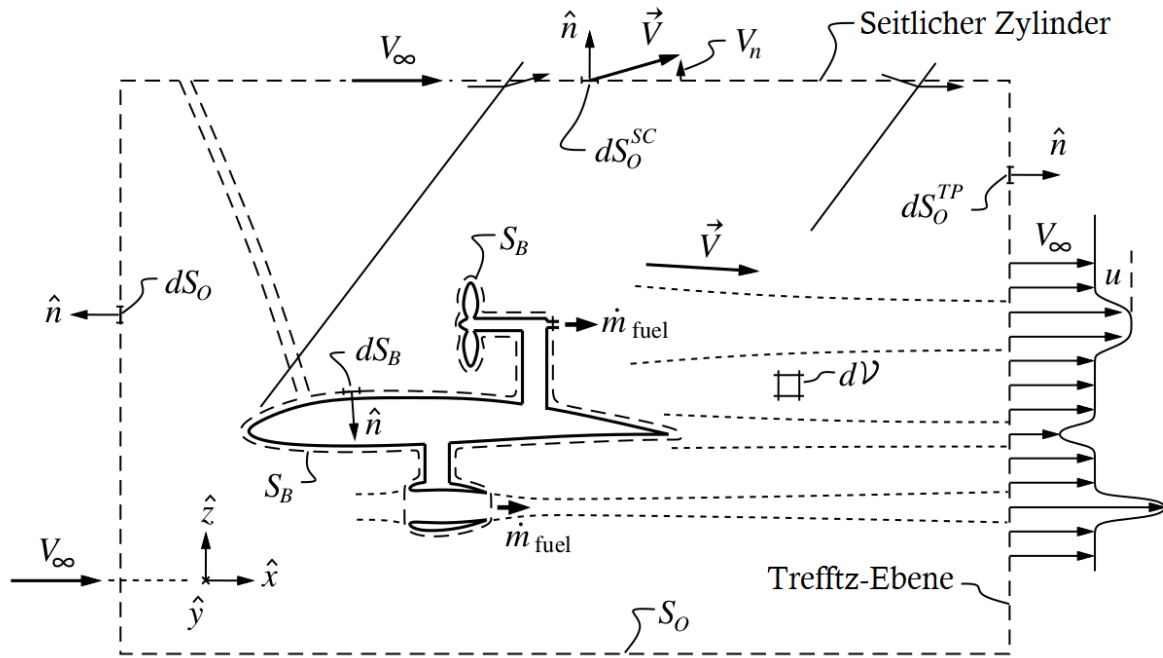


**Abbildung 2.3:** Schematische Darstellung zum Einbettungsgrad nach [3]

## 2.2 Betrachtung von mechanischer Leistung und Exergie

Die „traditionelle“ Beschreibung von Schub und Widerstand besagt, dass sämtliche Kräfte in der Stromröhre am Triebwerk als Schub und die Kräfte um Flügel, Leitwerke und Rumpf als Widerstand behandelt werden. Bei BLI-Konfigurationen ist jedoch prinzipbedingt der Rumpf Teil des Triebwerks und die beiden Kräfte sind daher nicht mehr trennbar. Die resultierende

Kraft berechnet sich durch Nutzen der Methode des Leistungsgleichgewichts (engl. *Power Balance Method, PBM*) statt des Kräftegleichgewichts, vgl. [4] und [17]. Nach [4] eignet sich diese Herangehensweise zum Vergleich und Entwurf alternativer Triebwerkstypen wie die vorliegenden BLI-Triebwerke. Die nun folgenden Beschreibungen und mathematischen und physikalischen Beziehungen entstammen aus [4]. In dem ausgewählten Kontrollvolumen, s. Abb. 2.4, werden sowohl das Fernfeld als auch der umströmte Körper betrachtet. Die Strömung erfolgt in x-Richtung. Die *Trefftz-Ebene*  $dS_O^{TP}$  bezeichnet die Ebene hinter dem Flugzeug, an welcher die Strömung wieder parallel zur Anströmung ist. Entlang des seitlichen Zylinders  $dS_O^{SC}$  verläuft die Strömung parallel zur freien Anströmung. Dadurch können dort Umlenkungen durch Stöße und Verdrängungen erfasst werden. Dieser Bereich ist nach [4] nur für Anwendungen im Überschall relevant und wird daher in der vorliegenden Arbeit vernachlässigt. Die äußere Berandung  $S_O$  setzt sich aus den beiden genannten Teilen zusammen. Zu betrachten ist hier die Richtung des Normalenvektors, welche vom Kontrollvolumen weg als positiv betrachtet wird. Als innere Berandung ist die Fläche  $S_B$  zu nennen, welche sowohl den Rumpf als auch die rotierenden Bauteile (den oberen Rotor in Abb. 2.4) umschließt. Der Normalenvektor zeigt hier in den Körper hinein. Die Gleichung für



**Abbildung 2.4:** Kontrollvolumen für die Leistungsbetrachtung (Abbildung entnommen aus [4] und ins Deutsche übersetzt)

das Leistungsgleichgewicht in dem ausgewählten Kontrollvolumen ergibt sich nach [4] zu:

$$P_S + P_V + P_K = W\dot{h} + \dot{E}_a + \dot{E}_v + \dot{E}_p + \dot{E}_w + \phi = \dot{\epsilon} + \phi \quad (2.4)$$

mit den einzelnen Termen

- $P_S$ : Antriebsleistung
- $P_V$ : volumetrische Leistung
- $P_K$ : Einströmrates der kinetischen Energie
- $W\dot{h}$ : Rate der potentiellen Energie
- $\dot{E}_a$ : Abscheiderate der axialen kinetischen Energie



- $\dot{E}_v$ : Abscheiderate der transversalen kinetischen Energie
- $\dot{E}_p$ : Abscheiderate der Druckarbeit
- $\dot{E}_w$ : Abscheiderate der seitlichen Wellen-Ausfluss-Energie
- $\dot{\varepsilon}$ : Ausströmrates der mechanischen Energie
- $\phi$ : Dissipationsrate

Die genannten Größen werden entweder an der Trefftz-Ebene, am seitlichen Zylinder oder im Volumen ausgewertet. Ziel der PBM ist es, durch die Größen auf der rechten Seite der Gleichung 2.4 (Verlustquellen) auf die Größen der linken Seite (Antriebs- und Leistungsquellen) zu schließen. Im Folgenden wird auf die Entstehung der Terme eingegangen und es werden die mathematischen Formulierungen der einzelnen Terme nach [4] aufgezeigt.

**Antriebsleistung** Dieser Term beschreibt die Leistung, welche durch sämtliche bewegten Teile der Oberfläche  $S_B$  erzeugt wird. Sie beinhaltet die Normal- und Scherspannungen auf der Oberfläche  $((p - p_\infty)\hat{n}$  bzw.  $\vec{\tau})$ . In ihr können unter anderem auch die Anteile einzelner Triebwerkschaufeln wie der obere Propulsor in Abb. 2.4 enthalten sein. Es gilt

$$P_S = \iint [-(p - p_\infty)\hat{n} + \vec{\tau}] \cdot \vec{V} dS_B \quad (2.5)$$

**Volumetrische Leistung** In die volumetrische Leistung geht der Anteil hinein, welcher die Expansion gegenüber der freien Anströmung beschreibt. Dieser Anteil hat überall dort einen großen Einfluss, wo dem System Wärme aufgeprägt wird. Darunter fällt beispielsweise der Triebwerksstrahl. Es folgt

$$P_V = \iiint (p - p_\infty) \nabla \cdot \vec{V} dV \quad (2.6)$$

**Einströmrates der kinetischen Energie** Der letzte Teil der linken Seite von Gleichung 2.4 ist der Anteil der einströmenden Druckarbeit bzw. kinetischen Energie über  $S_B$  in das Kontrollvolumen. Hierunter fallen die Anteile der Propulsoren, welche nicht durch  $S_B$  abgedeckt werden, wie der untere Propulsor in Abb. 2.4. Es gilt

$$P_K = \iint [-(p - p_\infty) + \frac{1}{2}\rho(V^2 - V_\infty^2)] \vec{V} \cdot \hat{n} dS_B \quad (2.7)$$

**Rate der potentiellen Energie** Diese Größe beschreibt den Leistungsverbrauch, um die potentielle Energie des Flugzeuges zu erhöhen. Es handelt sich um das Produkt aus resultierender Kraft in x-Richtung und freier Anströmung

$$W\dot{h} = -F_X V_\infty \quad (2.8)$$

Im schubgetrimmten Horizontalflug ist die resultierende Kraft  $F_X = 0$  und somit fällt dieser Anteil weg. Im Sinkflug wird das Flugzeug nach [4] zu einer Energiequelle und im Steigflug zu einem Verbraucher. Nach [17] bietet der Fall eines schubgetrimmten Fluges somit kein Potential zur Beschleunigung.

**Abscheiderate der axialen kinetischen Energie** Der Anteil der Geschwindigkeit, welche die Trefftz-Ebene in Strömungsrichtung verlässt, wird in Form der kinetischen Energie durch diesen Term berücksichtigt. Es folgt mit  $u$  als Störgeschwindigkeit in x-Richtung:

$$\dot{E}_a = \iint \frac{1}{2} \rho u^2 (V_\infty + u) dS_O^{TP} \quad (2.9)$$

**Abscheiderate der transversalen kinetischen Energie** Analog zu dem axialen Anteil der kinetischen Energie wird unter Berücksichtigung der Störgeschwindigkeiten in Querrichtung  $v$  bzw.  $w$  der transversale Teil, welcher die Wirkung von Wirbeln beschreibt, wie folgt bestimmt:

$$\dot{E}_v = \iint \frac{1}{2} \rho (v^2 + w^2) (V_\infty + u) dS_O^{TP} \quad (2.10)$$

**Abscheiderate der Druckarbeit** Dieser Term gibt eine Aussage darüber, wie groß die Druckarbeit der Strömung an der Trefftz-Ebene ist. Es gilt:

$$\dot{E}_p = \iint (p - p_\infty) u dS_O^{TP} \quad (2.11)$$

**Abscheiderate der seitlichen Wellen-Ausfluss-Energie** Für Überschallströmungen verlässt ein signifikanter Anteil der Strömung den seitlichen Zylinder. Dieser Anteil wird durch die hier beschriebene Abscheiderate berücksichtigt. Es folgt mit  $V_n$  als Normalanteil aus dem seitlichen Zylinder, vgl. Abb. 2.4:

$$\dot{E}_w = \iint \left[ p - p_\infty + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \right] V_n dS_O^{SC} \quad (2.12)$$

Dieser Term wird aufgrund der Irrelevanz in Anwendungen im Unterschall bzw. Transschall in den folgenden Betrachtungen nicht berücksichtigt und soll nur der Vollständigkeit halber genannt werden.

**Dissipationsrate** Die Dissipationsrate gibt eine Aussage darüber, wie schnell kinetische Energie innerhalb des Kontrollvolumens in Wärme umgewandelt wird. Dabei wirken die viskosen Spannungen  $\bar{\tau}$  gegen die Verformung des Fluids, die durch den Geschwindigkeitsgradienten  $\nabla \vec{V}$  beschrieben wird. Es gilt:

$$\phi = \iiint (\bar{\tau} \cdot \nabla) \cdot \vec{V} dV \quad (2.13)$$

### 2.2.1 Erweiterung um Exergie und Anergie

Die oben genannten Terme entstehen durch die reine Betrachtung der mechanischen Leistung nach [4]. In [17] wird die Betrachtung um Exergie und Anergie, im weitesten Sinne also um die thermische Energie in Form einer Enthalpiebetrachtung erweitert. Somit entstehen folgende zusätzliche Terme auf der rechten Seite von Gleichung 2.4, welche addiert werden:

- $\dot{\varepsilon}_{th}$ : Abscheiderate der thermischen Exergie
- $\dot{A}_V$ : Erzeugung von Anergie im Volumen

Wie zuvor werden auch hier die Ursprünge der Exergie-Anteile kurz wiedergegeben und diskutiert. Die nachfolgend beschriebenen Terme und Bezeichnungen stammen aus [17].

**Abscheiderate der thermischen Exergie** Dieser Term setzt sich aus drei Termen zusammen, welche jeweils die *Ausflussrate der thermischen Energie*, der *Umgebungsarbeit* und der *Anergie* beschreiben. Es gilt:

$$\begin{aligned}\dot{\epsilon}_{th} &= \dot{E}_{th} + \dot{E}_W - \dot{A} \\ &= \int \rho \delta e (\vec{V} \hat{n}) dS_O + \int p_\infty (\vec{V} \hat{n}) dS_O - T_\infty \int \rho \delta s (\vec{V} \hat{n}) dS_O\end{aligned}\quad (2.14)$$

In der Gleichung beschreibt  $\delta e$  die Änderung der spezifischen inneren Energie im Kontrollvolumen,  $\delta s$  die Änderung der spezifischen Entropie innerhalb des Kontrollvolumens und  $T_\infty$  die Temperatur der freien Anströmung.

**Erzeugung von Anergie im Volumen** Die Erzeugung von Anergie ist eng verknüpft mit den Gradienten der Geschwindigkeit bzw. Temperatur. Es gilt folgende Definition:

$$\begin{aligned}\dot{A}_V &= \dot{A}_\phi + \dot{A}_{\nabla T} \\ &= \int \frac{T_\infty}{T} \phi dV + \int \frac{T_\infty}{T^2} (\nabla T)^2 dV\end{aligned}\quad (2.15)$$

Bei nicht zu starken Geschwindigkeits- bzw. Temperaturgradienten können die Anteile der Rate der Anergieerzeugung als vernachlässigbar klein angenommen werden.

### Exergie-Ersparnis-Koeffizient

Unter den genannten Annahmen kann die Leistung im Kontrollvolumen bestimmt werden. Nach [17] kann der sog. *Exergie-Ersparnis-Koeffizient* bestimmt werden, welcher eine Aussage darüber trifft, inwiefern eine Referenzkonfiguration („ref“) gegenüber einer Konfiguration mit Grenzschichteinsaugung („BLI“) in Bezug auf die Nutzung von Exergie verbessert wurde. Die mathematische Beschreibung lautet:

$$\text{ESC} = \frac{\text{Exergie-Ersparnis}}{\text{Vortriebs-Exergie der Referenz}} = \frac{\dot{\epsilon}_{prop}^{ref} - \dot{\epsilon}_{prop}^{BLI}}{\dot{\epsilon}_{prop}^{ref}} \quad (2.16)$$

Die Vortriebs-Exergie ist dabei die rechte Seite von Gleichung 2.4, erweitert um die Ausflussrate der thermischen Exergie und der Anergie und unter Vernachlässigung der Abscheiderate der Wellen-Ausfluss-Energie:

$$\dot{\epsilon}_{prop} = W\dot{h} + \dot{E}_a + \dot{E}_v + \dot{E}_p + \dot{E}_{th} + \dot{E}_W - \dot{A} + \dot{A}_\phi + \dot{A}_{\nabla T} \quad (2.17)$$

Der *Koeffizient der ungenutzten Exergie* gibt eine Aussage darüber, wie viel Exergie das Kontrollvolumen ungenutzt verlässt. Es gilt:

$$\text{EWC} = \frac{\text{wiedergewinnbare Exergie}}{\text{Vortriebs-Exergie der Referenz}} = \frac{\dot{\epsilon}_{rec}}{\dot{\epsilon}_{prop}^{ref}} \quad (2.18)$$

Der Term

$$\dot{\epsilon}_{rec} = \dot{E}_a + \dot{E}_v + \dot{E}_p + \dot{\epsilon}_{th} \quad (2.19)$$

ist dabei die wiedergewinnbare Exergie und davon abhängig, an welcher Ebene hinter dem Flugzeug ausgewertet wird. Ferner ist es nach [17] gleichwertig, ob ein Nachlauf oder ein Triebwerkssstrahl vorliegt, da eine Abweichung von der freien Anströmung Exergie beinhaltet.

Um eine Aussage über die potentielle Ersparnis aus der wiedergewinnbaren Exergie zu erhalten, ist nach [17] der *Exergie-Wiedergewinnungs-Koeffizient* eine adäquate Größe. Für diesen gilt:

$$\text{ERC} = \frac{\text{Exergie-Ersparnis}}{\text{wiedergewinnbare Exergie}} = \frac{\dot{\epsilon}_{prop}^{ref} - \dot{\epsilon}_{prop}^{BLI}}{\dot{\epsilon}_{rec}} \quad (2.20)$$

Anhand der Definitionen in den Gleichungen 2.16, 2.18 und 2.20 lässt sich der Zusammenhang

$$\text{ESC} = \text{ERC} \cdot \text{EWC} \quad (2.21)$$

herstellen. Sämtliche Leistungen bzw. Exergie- und Anergieflüsse können nach [17] in *power counts* (pc) angegeben werden, um eine vergleichende Betrachtung zu ermöglichen. Für eine beliebige Größe *VAR* gilt

$$C_{VAR} = 10^4 \cdot \frac{VAR}{q_\infty V_\infty F_{ref}} \text{ pc} \quad (2.22)$$

### BLI-Nutzen

Eine weitere Kenngröße ist der Netto-Vortriebsleistungs-Beiwert  $C_{P_K}$ , welcher nach [10] wie folgt definiert ist:

$$C_{P_K} = \frac{P_K}{q_\infty V_\infty F_{ref}} \quad (2.23)$$

mit

$$P_K = \iint (p_\infty - p) \vec{V} \hat{n} dA \quad (2.24)$$

als mechanische Strömungsleistung,  $V_\infty$  als Anströmgeschwindigkeit,  $p_\infty$  als statischer Druck der freien Anströmung und  $p$  als statischer Druck an einem Punkt im Strömungsfeld. Die Grundlage dieser Definition liefert Drela in [4]. In dieser Arbeit wird ein Ansatz aus der Betrachtung des Kontrollvolumens gewählt, um das gesamte System, und nicht Triebwerk und Rumpf getrennt, zu betrachten. Um die Kenngröße zur Ermittlung des Vorteils von BLI-Triebwerken im Vergleich zu Referenzen, den sog. *BLI-Nutzen* (engl.: *BLI benefit*), zu bestimmen, werden die Vortriebsleistungen der zu vergleichenden Triebwerke unter der Voraussetzung, dass die Eintritts- und Austrittsfläche für beide Fälle gleich ist, zueinander in Beziehung gesetzt. Es ergibt sich:

$$\text{BLI-Nutzen} = \frac{(C_{P_K})_{non-BLI} - (C_{P_K})_{BLI}}{(C_{P_K})_{non-BLI}} \quad (2.25)$$

In [10] wird als Referenz eine konventionelle, auf Pylonen aufgesetzte Hecktriebwerksanordnung verwendet. In dem in der vorliegenden Arbeit betrachteten Fall wird als Referenz die Konfiguration mit  $EG = 30\%$  verwendet. Ferner sind die Referenzgrößen,  $V_\infty$ ,  $q_\infty$  und  $F_{ref}$  für alle in der dieser Arbeit betrachteten Konfigurationen identisch, weshalb statt des Beiwertes auch die tatsächliche Leistung verwendet werden kann. Es ergibt sich somit eine leicht veränderte Definition des BLI-Nutzen mit:

$$\text{BLI-Nutzen} = \frac{(C_{P_K})_{ref} - (C_{P_K})_{BLI}}{(C_{P_K})_{ref}} = \frac{P_{K_{ref}} - P_{K_{BLI}}}{P_{K_{ref}}} \quad (2.26)$$

### Verwendete Größen zur Leistungsbetrachtung

In der vorliegenden Arbeit wird lediglich eine mechanische Leistungsbetrachtung durchgeführt. Dies bedeutet, dass die thermodynamischen Verlust- und Leistungsquellen nicht berücksichtigt werden. Diese sind nur zur Vollständigkeit genannt und dienen zukünftigen Arbeiten als Anhaltspunkt. Die Beschreibung der mechanischen Leistungs- und Verlustanteile entstammt [4], während die Beschreibung der Exergiekoeffizienten aus [17] genommen wird. Eine Kombination dieser Betrachtungen bietet die Grundlage für die in der vorliegenden Arbeit genutzte Leistungsbetrachtung. Die Vortriebs-Exergie  $\dot{\epsilon}_{prop}$  setzt sich aus den Abscheideraten der *potentiellen Energie*, *axialen kinetischen*, *transversalen kinetischen* Energien sowie der *Druckenergie* zusammen:

$$\dot{\epsilon}_{prop} = W\dot{h} + \dot{E}_a + \dot{E}_v + \dot{E}_p \quad (2.27)$$

Die wiedergewinnbare Exergie  $\dot{\epsilon}_{rec}$  entspricht der Summe aus den Abscheideraten der *axialen kinetischen*, *transversalen kinetischen* Energien sowie der *Druckenergie*:

$$\dot{\epsilon}_{rec} = \dot{E}_a + \dot{E}_v + \dot{E}_p \quad (2.28)$$

Sämtliche Größen werden nach Gleichung 2.22 in dimensionslose Parameter überführt und mit den Gleichungen 2.18, 2.20 und 2.21 werden die Exergiekoeffizienten berechnet, welche die Vergleichsgrundlage bilden.

#### 2.2.2 Forschungsbedarf

Dem Stand der Technik, s. Kap. 2.1.2, kann entnommen werden, dass die numerische Berechnung und die experimentelle Untersuchung von BLI-Triebwerken bzw. gesamten Flugzeugkonfigurationen mit BLI-Triebwerken aktuelle Forschungsthemen sind. Wie bereits angemerkt, wurde in [25] ein multidisziplinäres Lösungsverfahren angewandt, um nicht nur aerodynamische, sondern auch thermodynamische Effekte zu berücksichtigen. In diesem Bereich der multidisziplinären Entwürfe liegt noch ein großes Potential zur Weiterentwicklung vor.

Prinzipbedingt ergibt sich ein nicht einheitlich angeströmter Fan. Eine periodische Anregung der Fan-Stufe ist die Folge. Nach [26] besitzen unter diesen Bedingungen beanspruchte Bauteile eine niedrigere Versagensgrenze. Dies ist auch der Grund, weshalb beispielsweise Verdichterschaukeln und andere im Triebwerk rotierende Bauteile sog. lebensdauerbegrenzte Bauteile (engl. *Life Limited Parts* (LLP)) sind, vgl. [27]. Sie weisen eine hohe Rotationsenergie auf und sind damit im Versagensfall gefährlich für Mensch und Maschine. Die Fan-Schaukel muss also in Zukunft für die ungleichmäßige Anströmung ausgelegt werden.

#### 2.2.3 Bestimmung der resultierenden Kraft

Wie eingangs erwähnt, können für BLI-Applikationen der Schub und Widerstand prinzipbedingt nicht voneinander getrennt werden. Daher kann bei den vorliegenden Konfigurationen nicht mehr von „Schub“ und „Widerstand“ gesprochen werden. Vielmehr wird die resultierende Kraft in x-Richtung betrachtet. Der Strömungslöser *TAU* berechnet nach [20] ungeachtet dessen einen Widerstandsbeiwert über die Integration der Druckkräfte und Schubspannungen entlang der Körperoberfläche. Im Zuge der Arbeit wird daher untersucht, inwiefern diese oberflächenbasierte Aussage mit einem im Nachlauf bestimmten Kraftbeiwert in x-Richtung übereinstimmt. Für die

Formulierungen im Nachlauf werden die Quellen [28] und [29] verwendet. Aus [28] folgt für den Widerstand

$$W = \int \rho u (V_\infty - u) dS \quad (2.29)$$

und aus der Formel für den Widerstandsbeiwert

$$C_W = \frac{2}{\rho_\infty V_\infty^2 F_{ref}} \int \rho u (V_\infty - u) dS \quad (2.30)$$

Die Formulierung aus [29] lautet

$$C_W = \frac{2}{V_\infty^2 F_{ref}} \int u (V_\infty - u) dS \quad (2.31)$$

Die beiden Gleichungen werden an der Ebene  $x = 60\text{m}$  integriert. Dies entspricht der Ebene eine halbe Rumpflänge hinter dem Heck. Der Unterschied zwischen den beiden Formulierungen ist der Einfluss der Dichte. In Gleichung 2.30 wird eine kompressible, in Gleichung 2.31 hingegen eine inkompressible Strömung angenommen. Da bei BLI-Applikationen der Widerstand nicht vom Schub getrennt werden kann, sondern lediglich eine resultierende Kraft gemessen werden kann, ergibt sich anstelle eines Widerstandsbeiwertes  $C_W$  in den Gleichungen 2.30 und 2.31 der Beiwert der resultierenden Kraft in x-Richtung,  $C_X$ .

#### 2.2.4 Impulsverlustbeiwert

Zur Auswertung, inwiefern der Triebwerksstrahl die Nachlaufdele auffüllt, wurde ein eigens dafür erstellter Beiwert, der Impulsverlustbeiwert  $C_{\Delta I}$ , definiert mit

$$C_{\Delta I} := \frac{\rho u (V_\infty - u)}{\rho_\infty V_\infty^2} \quad (2.32)$$

Es handelt sich somit um eine Aussage darüber, wie stark der Impuls an einer Auswertebene von dem Impuls der Anströmung abweicht.

### 2.3 Wirbelschleppen

Bei Flügeln endlicher Streckung findet an den Flügelspitzen ein Druckausgleich von der Druck- zur Saugseite mit einer Bewegung der Luft senkrecht zur Flugrichtung statt. Hinter der Hinterkante der Flügel strömt nach [16] die Luft aufgrund der Umlenkung „nach unten“, weshalb dieses Phänomen als *Abwind* bezeichnet wird, während an der Spitze der Flügel durch den Druckausgleich ein *Aufwind* entsteht. Als Folge zeigen sich im Nahfeld kleine Wirbel in der Wirbelschicht, welche nach [16] besonders bei der Landung eine lange Lebensdauer aufweisen. Effekte wie Grenzschichtablösung, Aufrollen der Wirbelschicht, Verschmelzung gleichgerichteter Wirbel und Wirbelinstabilitäten zeigen sich nach [16] bereits im Nahfeld. Da es sich bei diesen Mechanismen jedoch um instationäre Effekte handelt, welche in den durchgeführten stationären RANS-Rechnungen nicht aufgelöst werden, werden sie an dieser Stelle nicht näher behandelt. Für den in der vorliegenden Arbeit behandelten Fall des Reiseflugs unter Betrachtung des Bereichs einer halben Flugzeuglänge hinter dem Rumpfheck sind stationäre RANS-Simulationen genügend.

## Kenngrößen

Dieser Abschnitt soll die gängigen Kenngrößen aufzeigen, welche bei der aktiven Wirbeldetektion, aber auch in der numerischen Berechnung zur Wirbelidentifikation genutzt werden. An dieser Stelle sei angemerkt, dass für exaktere Berechnungen, etwa mit LES oder DNS auch instationäre Effekte wie z.B. Aufrollen der Grenzschicht oder der räumliche und zeitliche Zerfall und damit einhergehende Effekte simuliert werden können, auf die an dieser Stelle verzichtet wird.

**Zirkulation** Der Auftrieb berechnet sich nach der allgemeinen Formel aus

$$A = C_A \frac{\rho}{2} V^2 F_{ref} \quad (2.33)$$

Hierin beschreiben  $C_A$  den Auftriebsbeiwert,  $\rho$  die Dichte des Fluids,  $V$  die Geschwindigkeit und  $F_{ref}$  die Bezugsfläche. Nach [30] kann der Auftrieb auch durch den Satz von Joukowski unter Betrachtung einer anderen Größe, nämlich der Zirkulation  $\Gamma$  beschrieben werden. Diese Größe ist nach [30] „das Linienintegral der Geschwindigkeit längs einer geschlossenen Kurve“

$$\Gamma = \oint \vec{V} d\vec{s} \quad (2.34)$$

mit  $\vec{s}$  als Laufvariable der Kurve. Mittels des Satzes von Stokes wird aus dem Linienintegral ein Flächenintegral

$$\Gamma = 2 \iint \vec{\omega} \hat{n} dA \quad (2.35)$$

mit  $\vec{\omega}$  als Vektor der Winkelgeschwindigkeiten,  $\hat{n}$  als Normalenvektor auf der Fläche  $dA$ . Der Auftrieb unter Betrachtung der Zirkulation ergibt sich zu

$$A = \rho b V_\infty \Gamma \quad (2.36)$$

worin  $b$  die Spannweite beschreibt und  $V_\infty$  die ungestörte Anströmgeschwindigkeit ist.

Werden die Gleichungen 2.33 und 2.36 gleichgesetzt, so ist erkennbar, dass ein proportionaler Zusammenhang zwischen Zirkulation und Auftriebsbeiwert  $\Gamma \propto C_A$  besteht. Bei gleich bleibenden Umgebungsbedingungen liefert ein gleicher Auftriebsbeiwert eine gleiche Zirkulation und somit ein gleiches Wirbelverhalten. Diese Eigenschaft wird in der vorliegenden Arbeit genutzt, um eine quantitative Aussage über die Wirbelschleppen bei verschiedenen Einbettungsgraden zu treffen.

**Wirbelidentifikation** Zur Identifikation von Wirbeln existiert im Bereich der Meteorologie eine Vielzahl von Parametern, wie etwa Totaldruckunterschiede oder  $\lambda_2$  (Eigenwert des Tensors des Geschwindigkeitsfeldes), vgl. [31]. Da in *TAU* einige Kenngrößen für Wirbel implementiert sind, wird hier auf die Größe eingegangen, welche in der vorliegenden Arbeit Anwendung findet. Es handelt sich um die *kinematische Wirbelstärkenzahl*  $N_k$ . Die folgenden Formulierungen sind aus [32] übernommen. Weitere Quellen werden durch explizite Nennung mit einbezogen. Die kinematische Betrachtung hat den Vorteil, dass die Strömung sowohl in der Rotation als auch in der Deformation betrachtet wird und somit beide Effekte in die Identifikation mit einfließen. In [32] und [33] wird  $N_k$  wie folgt bestimmt. Es sei

$$\vec{V} = (u, v, w)^T \quad (2.37)$$

als Geschwindigkeitsfeld mit den Geschwindigkeiten in x-, y- und z-Richtung gegeben. Der Tensor des Gradienten des Geschwindigkeitsfeldes

$$\nabla \vec{V} = \begin{bmatrix} \partial_x u & \partial_y u & \partial_z u \\ \partial_x v & \partial_y v & \partial_z v \\ \partial_x w & \partial_y w & \partial_z w \end{bmatrix} \quad (2.38)$$

wird in seinen symmetrischen Teil  $S = \frac{\nabla \vec{V} + \nabla \vec{V}^T}{2}$  und asymmetrischen Teil  $\Omega = \frac{\nabla \vec{V} - \nabla \vec{V}^T}{2}$  aufgeteilt. Nach [32] beschreibt  $S$  den Tensor der Dehnungsraten zur Beschreibung der Deformationen im Strömungsfeld und  $\Omega$  den Tensor der Wirbelstärke zur Beschreibung der Starrkörperrotation. Wird nun die Euklidische Norm auf die Tensoren angewendet, so entstehen Ausdrücke, welche für  $S$  die lokale Dehnung und für  $\Omega$  die Starrkörperrotation abbilden. Es ergibt sich für die kinematische Wirbelstärkenzahl

$$N_k = \frac{\|\Omega\|}{\|S\|} = \frac{\omega}{\sqrt{D_h^2 + Def^2 + Def'^2}} \quad (2.39)$$

Hierin beschreiben  $\omega$  die Wirbelstärke und die Größen  $D_h$ ,  $Def$  und  $Def'$  die horizontale Divergenz, die Streckungsdeformation und die Scherungsdeformation im Strömungsfeld. Ferner gilt:

$$\begin{aligned} N_k &> 1 : \text{Rotation überwiegt Dehnungsrate} \\ N_k &= 1 : \text{reine Scherströmung} \\ N_k &< 1 : \text{Dehnungsrate überwiegt Rotation} \end{aligned} \quad (2.40)$$

Dies bedeutet, dass eine kinematische Wirbelstärkenzahl von  $N_k > 1$  eine höhere Aktivität in Bezug auf Rotation im Fluid und somit ein Wirbel bzw. Teil der Wirbelschicht hinter dem Tragflügel bedeutet. Aufgrund der Unterscheidung zwischen Gebieten mit und ohne Wirbelaktivität und der gleichzeitigen Betrachtung von Rotation und Deformation bietet sich diese Größe für die Adaption, vgl. Kap. 3.2, an.

## 2.4 Aerodynamische Interferenz

Das Nachlaufeld des Flugzeugs ist durch aerodynamische Interferenzen des Flügelnachlaufs, des Triebwerkseinlaufs und der Wirbelschleppen geprägt. Diese Effekte werden im Folgenden erläutert.

### 2.4.1 Flügelnachlauf und Triebwerkseinlauf

Die azimutale Position (nach [34] als Elevationswinkel bezeichnet) der Triebwerke ist bei den BLI-Varianten der *TuLam*-Konfiguration so gewählt, dass der Rumpf zum Einen eine Containment Funktion übernehmen kann und zum Anderen der Flügelnachlauf nicht in den Triebwerkseinlauf eintritt. Die axiale Position ist durch die Einschnürung des Rumpfes bestimmt. Durch eine Verschiebung des Triebwerks nach vorn bzw. hinten würde hinter bzw. vor dem Triebwerk eine unverhältnismäßige Einschnürung entstehen, was die Gefahr von Ablösungen hervorruft. Grundlegend sind nach [34] Heckenordnungen von Triebwerken durch folgende weitere Punkte geprägt:

- keine Interferenz mit dem Flügel (im Vergleich zu Unterflügelanordnung) führt zu höheren Maximalauftrieben



- Interferenzwiderstand am Flügel entfällt, am Rumpfheck entsteht dieser jedoch
- bei Triebwerksausfall liegt ein geringeres Giermoment vor und somit sind kleinere Leitwerke möglich
- die Gefahr eines „Superstalls“ (Einlauf ins Triebwerk wird durch Nachlaufdelle des Flügels geprägt) ist bei hohen Anstellwinkeln möglich

Durch die Position der Triebwerke ist der Triebwerkseinlauf nicht zusätzlich durch den Flügelnachlauf, sondern lediglich durch die Rumpfgrenzschicht geprägt. Dass der Flügelnachlauf nicht in das Triebwerk einströmt, ist in Abb. 2.5 dargestellt. Hier ist am Beispiel der *Baseline* erkennbar, dass die Stromlinien nicht in den Triebwerkseinlass hineinströmen.

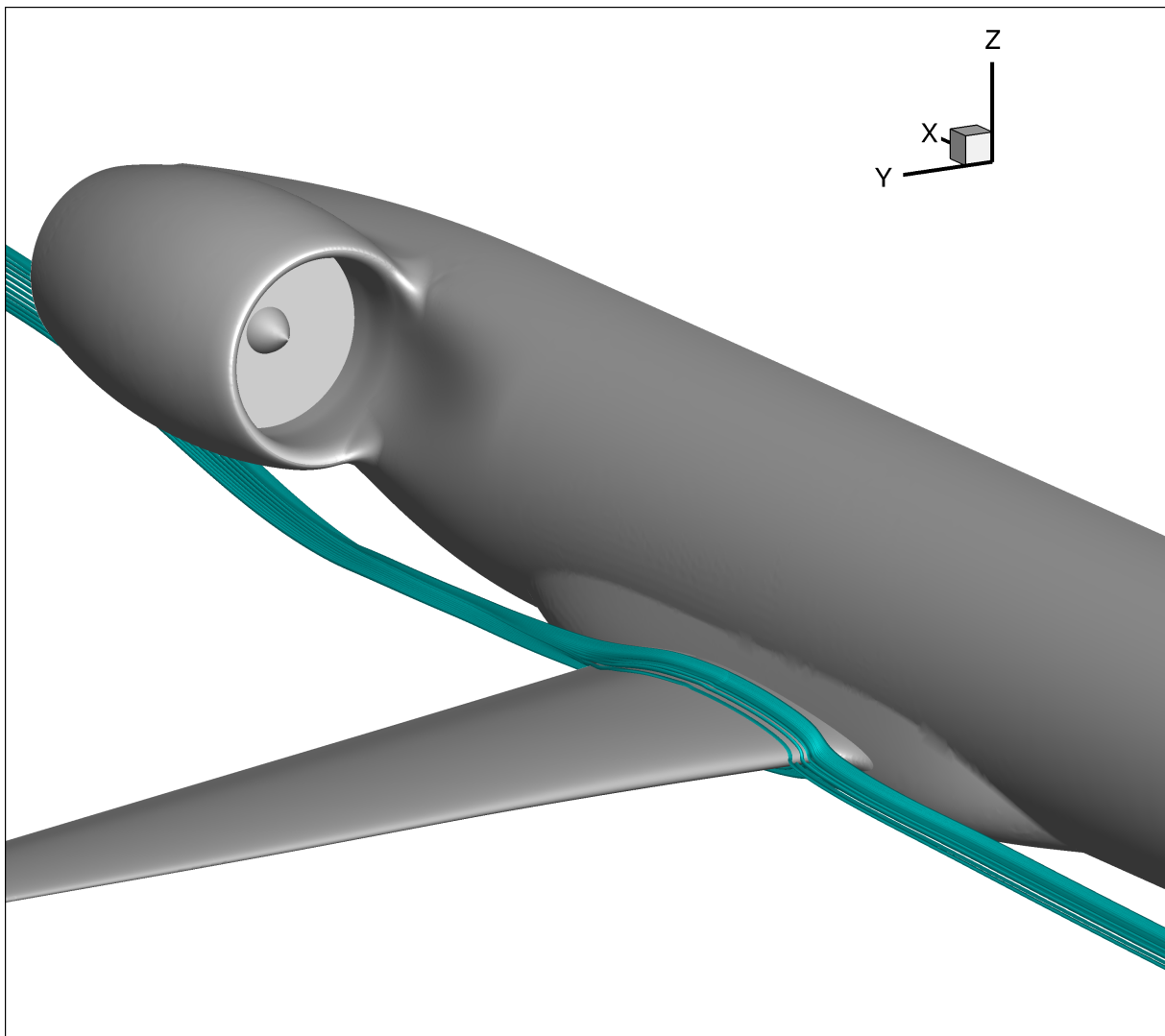
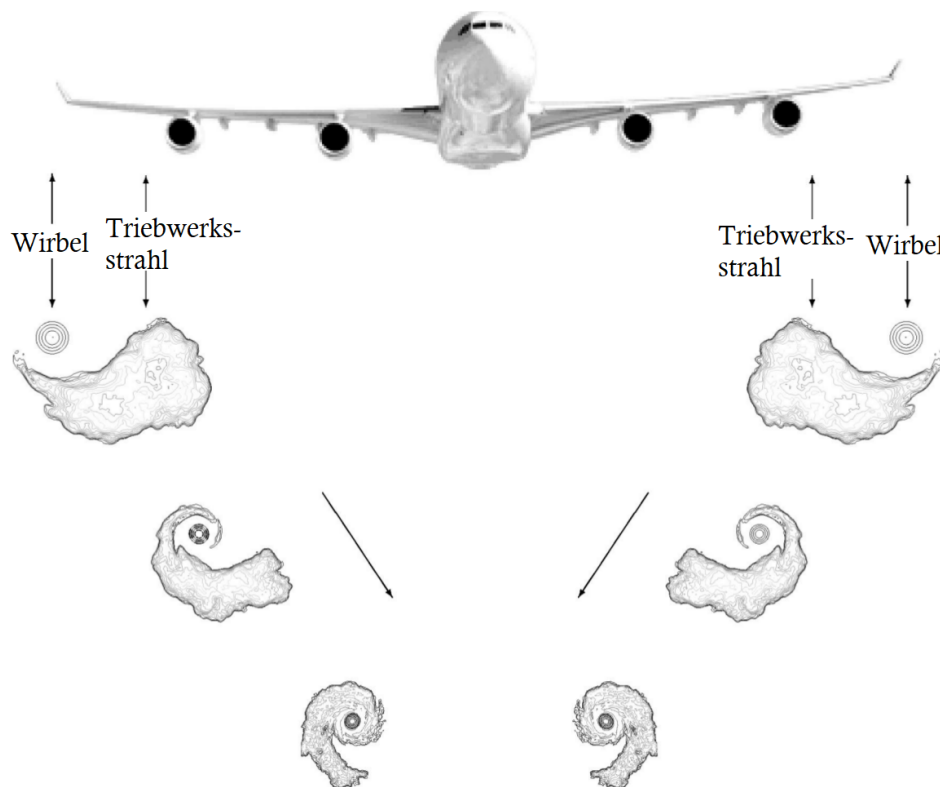


Abbildung 2.5: Stromlinienverlauf des Flügelnachlaufs

### 2.4.2 Interaktion von Triebwerksstrahl und Wirbelschleppen

Die Interaktion von Triebwerksstrahl und Wirbelschleppen wurde bereits an mehreren Konfigurationen untersucht. Zu erwähnen sind die Studien der Quellen [5], [12] und [13], welche experimentell und theoretisch mittels CFD-Methodik und Parameterstudien die Vermischung von Triebwerksstrahl und Wirbeln an den Flügelspitzen untersucht haben. Insbesondere in [5] und [13] teilen die Autoren die räumliche Vermischung der Strahlen in zwei Phasen ein: die erste Phase ist durch den Triebwerksstrahl geprägt. Hier mischt sich der Triebwerksstrahl mit der Umgebungsluft und weitet sich, während der Wirbel an den Flügelspitzen aufgerollt wird. In der zweiten Phase findet die Interaktion statt. Der Triebwerksstrahl wird in den Wirbel aufgenommen. Dieser dynamische Mechanismus setzt sich über mehrere Flugzeuglängen hinter dem Flugzeug fort, indem der Strahl und der Wirbel immer stärker vermischt werden. Nach [13] ist dieser Vorgang vom Abstand der Triebwerksdüse zur Flügelspitze abhängig. Wenn die Düse näher an der Flügelspitze ist, wird das dem Wirbel nähere Ende des Triebwerksstrahls schneller in den Wirbel aufgenommen. Laut [13] kann erwartet werden, dass dieser Effekt bei sehr großem Abstand bereits durch die turbulente Dissipation des Triebwerksstrahls überholt wird und eine Vermischung der beiden Strömungen nicht mehr stattfindet. In Abb. 2.6 ist die Vermischung der Strahlen hinter dem Flugzeug visualisiert. Hierbei ist der Effekt erkennbar, bei welchem zunächst die zwei separaten Strömungen hinter dem Flugzeug zusammengeführt werden. Es ist bereits zu erkennen, dass der Triebwerksnachlauf erweitert ist und in den unveränderten Wirbel der Flügelspitze strömt.



**Abbildung 2.6:** Prinzip der Vermischung von Triebwerksstrahl und Wirbel hinter dem Flugzeug (Abbildung übernommen aus [5] und ins Deutsche übersetzt)

## 2.5 Netzadaption

### 2.5.1 Sensor- und Indikatorfunktionen

Die Netzadaption ist nach [6] ein ingenieurtechnisches Werkzeug, um das Rechnernetz anhand von vorherigen Lösungen mit gröberen Netzen gezielt durch Hinzufügen und Entfernen von Netzpunkten zu verfeinern. Die folgenden Formulierungen und Gleichungen sind aus [19] entnommen. Hierbei können Punkte nur hinzugefügt, entfernt oder lokal entfernt und hinzugefügt werden. Bei der Adaption in *TAU* wird die Funktion

$$I_e = \Delta V_e ||x_e||_2^\alpha \quad (2.41)$$

mit

$$\Delta V_e = \max \left( c_{\phi_i} \frac{\Delta \phi_i}{(\Delta \phi_i)_{\max}} \right) \quad (2.42)$$

berechnet. Diese beinhaltet mit  $\Delta V_e$  einen Gewichtungsfaktor der Adaption, in welchem die lokale Abweichung der Strömungsgröße  $\Delta \phi_i$  am Punkt  $i$  bezogen auf den Maximalwert der Abweichungen  $(\Delta \phi_i)_{\max}$  und dem vom Nutzer gewählten Gewicht  $c_{\phi_i}$  berechnet wird sowie den Abstand zwischen zwei Punkten  $x_{p1}$  und  $x_{p2}$  mit  $x_e = x_{p1} - x_{p2}$  und einen Faktor zur Skalierung  $\alpha$ . Der Strömungslöser *TAU* verfügt ferner über sog. *Sensorfunktionen*, welche die Steuerung und Kontrolle über die Adaption ermöglichen. Die vorhandenen Indikatoren basieren auf Differenzen, Gradienten und Rekonstruktionen vorhandener Größen in der Feldlösung sowie im Spezialfall auf Wirbelparametern.

Zur Adaption wird neben dem zu adaptierenden Netz ebenfalls die damit einhergehende Lösung benötigt. Je nach Indikator werden nun Kanten markiert, an denen ein Knoten hinzugefügt wird. In [19] und [20] sind sämtliche Indikatoren genannt, welche für *TAU* genutzt werden können. Da in der vorliegenden Arbeit die Indikatoren **diff** und **vortex** verwendet werden, soll auf diese eingegangen werden. **diff** berechnet sich je nach Differenz einer Strömungsgröße, wie etwa dem Totaldruck  $p_t$  zweier benachbarter Zellen. Wird ein Schwellenwert  $\Delta p_t$  überschritten, so werden diese Zellen zur Adaption markiert. Mathematisch lässt sich dies mit der Strömungsgröße  $p_t$  beschreiben als

$$\Delta p_t = |p_t(x_{p1}) - p_t(x_{p2})| \quad (2.43)$$

an den benachbarten Netzpunkten  $x_{p1}$  und  $x_{p2}$ . Diese Variante der Netzadaption wird verwendet, um den Nachlauf hinter dem Rumpf und dem Flügel gezielt aufzulösen.

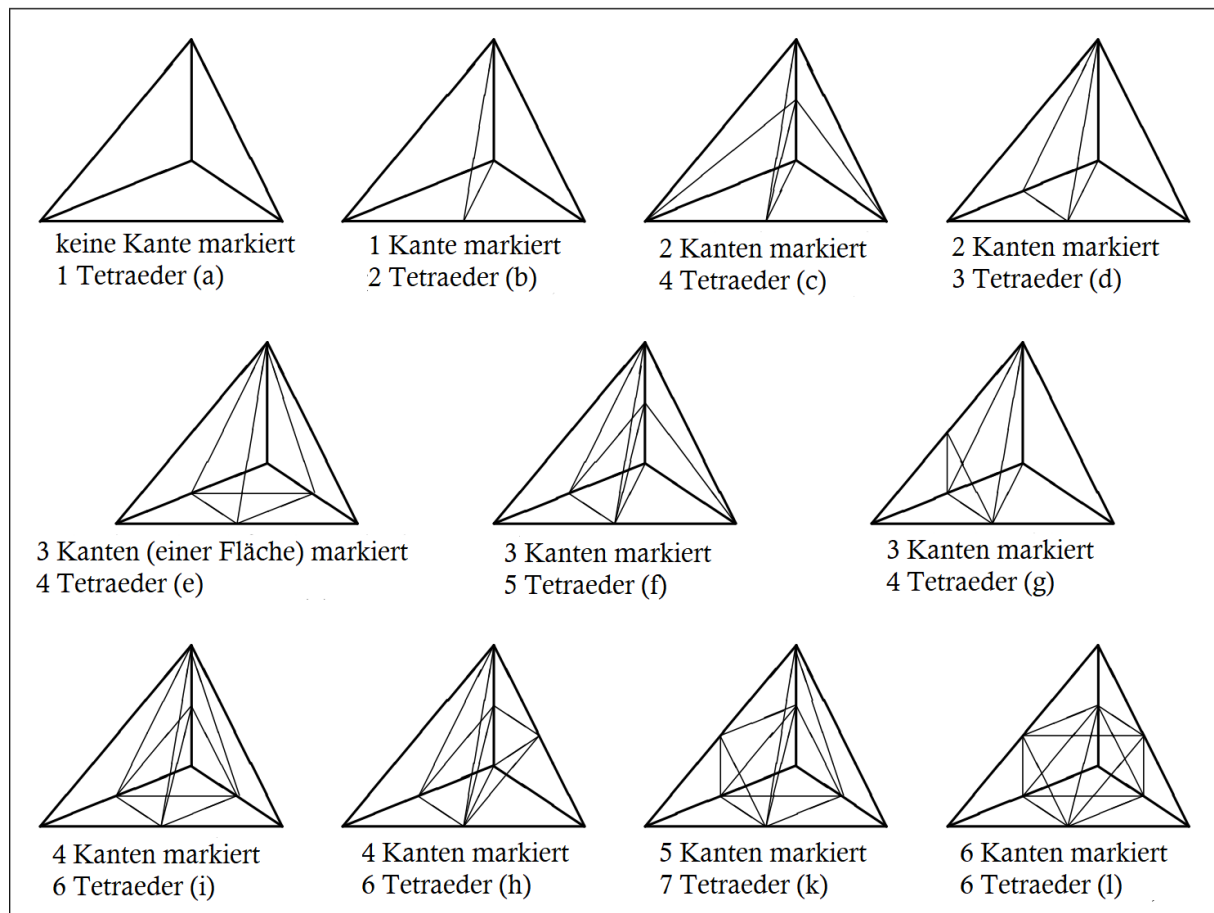
Ähnlich ist es bei der Adaption mit dem Indikator **vortex**. Je nach gesetztem Parameter, hier der kinematischen Wirbelstärkenzahl (**Nk**), werden nur die Zellen bzw. Kanten zur Adaption markiert, welche jenen Schwellenwert überschreiten. Wird für die Adaption nach Wirbeln die kinematische Wirbelstärkenzahl  $N_k$  mit dem Schwellenwert  $\delta$  angewandt, so gilt nach [19] folgende Vorschrift für die Sensorfunktion für die Strömungsgröße  $\phi = N_k$

$$\Delta \phi = \begin{cases} 1 : & \phi(x_{p1}) > \delta \vee \phi(x_{p2}) > \delta \\ 0 : & \phi(x_{p1}) \leq \delta \wedge \phi(x_{p2}) \leq \delta \end{cases} \quad (2.44)$$

Es hat sich gezeigt, dass eine Methodik mit unterschiedlich starken Gewichtungen der Strömungsgrößen (beispielsweise höhere Gewichtung des Indikators für den Totaldruck im Vergleich zum Indikator für die Dichte) das Netz im Nachlauf von Flügel, Flügelspitze, Rumpf und Triebwerk verfeinert, während der vorher verfeinerte Wirbelbereich nicht stark vergrößert wird.

### 2.5.2 Verfeinerung der Elemente

Die Verfeinerung in *TAU* erfolgt nach [6] basierend auf den Kanten. Dies bedeutet, dass neue Punkte auf dem Mittelpunkt der Kante zwischen zwei benachbarten Netzknoten eingefügt werden, um neue Elemente zu erstellen. Nach [6] und [20] gibt es eine Reihe an erlaubten Verfeinerungen, um Netzelemente mit geringer Qualität zu vermeiden. Diese sind in Abb. 2.7 für die Tetraeder dargestellt. In dieser sind neben dem Fall für keinerlei Verfeinerung (Fall (a)) zehn weitere erlaubte Fälle der Verfeinerung zu sehen. Hierbei können bis zu sechs Punkte markiert werden und acht Tetraeder aus einem ursprünglichen Tetraeder entstehen (Fall (l)). Erlaubt sind des weiteren die Markierung von zwei bzw. vier gegenüberliegenden Kanten (Fall (c) bzw. Fall (h)); die Markierung der drei Kanten einer Fläche bzw. an einem Punkt (Fall (e) bzw. Fall (g)), sowie die Markierung von einer bis fünf beliebigen Kanten (Fälle (b), (d), (f), (i) und (k)).



**Abbildung 2.7:** Erlaubte Verfeinerungen der Tetraeder (Abbildung entnommen aus [6] und ins Deutsche übersetzt)

### 2.5.3 Algorithmus

Der grundlegende Algorithmus für die Netzsadaption in *TAU* ist in [6] beschrieben und setzt sich aus sechs Teilschritten zusammen:

1. Liste mit Kanten und Bezug der Elemente (hiermit sind die Tetraeder- bzw. Hexaederelemente im Netz gemeint und aus welchen Kanten sich diese zusammensetzen) erstellen
2. Anwendung der Gleichung 2.41 (Indikatorfunktion) für sämtliche Kanten
3. Liste aus Schritt 1. wird um die Werte der Indikatorfunktion, der angestrebten Netzpunktezah und Netzkonformität erweitert
  - (a) Äußere Verfeinerung: Es wird ein Maximum  $L$  bestimmt, das bei  $I_e > L$  für die markierten Punkte die angestrebte Netzpunktzahl hervorbringt.
  - (b) Innere Verfeinerung: Über sämtliche Elemente werden Punkte hinzugefügt, um eine erlaubte Teilung der Elemente durchzuführen. Dies wird so lang wiederholt, bis keine neuen Punkte hinzugefügt werden müssen.
4. Berechnen der neuen Koordinatenpunkte im Netz
5. Neue Elemente konstruieren
6. Interpolation der Lösung auf neuen Elementen

# Kapitel 3

## Simulation und Methodik

Dieses Kapitel beschäftigt sich mit der CFD-Methodik, welche der vorliegenden Arbeit zugrunde liegt. Nach einer kurzen Beschreibung der Simulationsreihe in Kap. 3.1 werden die in der vorliegenden Arbeit genutzte Netzerstellung und das Netzadaptionsverfahren in Kap. 3.2 behandelt und miteinander verglichen. Daraufhin wird eine Übersicht der verwendeten numerischen Berechnungsmethoden und mathematischen Modellen in Kap. 3.3 gegeben. In Kap. 3.4 werden die Konvergenzverläufe der fünf betrachteten Konfigurationen diskutiert.

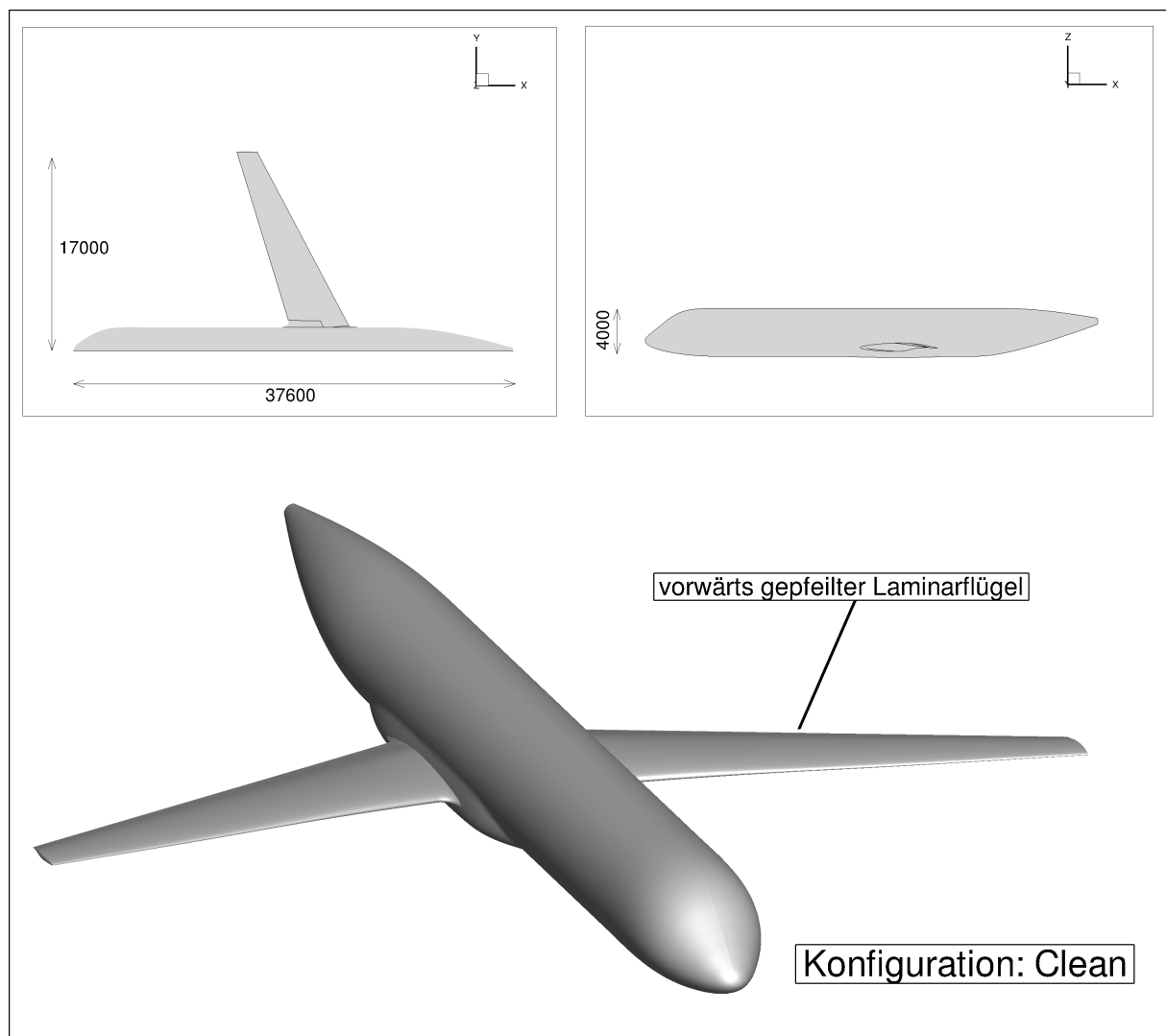
### 3.1 Aufbau der Simulationsreihe

Die aerodynamische Interferenz von Wirbelschleppen, Triebwerksstrahl und Rumpfnachlauf wird in der vorliegenden Arbeit für den Reiseflug mit den Bedingungen

- $Ma_\infty = 0,78$
- $h = 35000\text{ft} \approx 10,7\text{km}$
- $T_\infty = 228.808\text{K}$
- $p_\infty = 23842.264\text{Pa}$

im Bereich einer halben Rumpflänge hinter dem Flugzeug untersucht. Es werden insgesamt fünf Konfigurationen, davon vier Versionen der *TuLam*-Konfiguration mit unterschiedlich tief eingelassenen Triebwerken und eine Variante ohne Triebwerke, betrachtet. Zur Übersicht sind diese in den Abbildungen 3.1 bis 3.5 dargestellt. In Abb. 3.1 sind zusätzlich die Abmessungen des Rumpfes und des Flügels gegeben. Diese globalen Maße sind identisch für die fünf Konfigurationen. Lediglich die Eingrabungstiefe des Triebwerks ändert sich und mit ihr die Einschnürung des Rumpfes vor dem Einlauf und hinter dem Austritt des Triebwerks. Die betrachteten Konfigurationen sind folgende:

- Referenzgeometrie, im Folgenden *Baseline* oder *EG30* genannt ( $EG = 30\%$ )
- Geometrie ohne Triebwerke, im Folgenden *Clean* genannt
- Geometrie mit Einbettungsgrad von 15%, im Folgenden *EG15* genannt ( $EG = 15\%$ )
- Geometrie mit Einbettungsgrad von 45%, im Folgenden *EG45* genannt ( $EG = 45\%$ )
- Geometrie mit Einbettungsgrad von 55%, im Folgenden *EG55* genannt ( $EG = 55\%$ )



**Abbildung 3.1:** Konfiguration *Clean*, mit den globalen Abmessungen der Geometrie

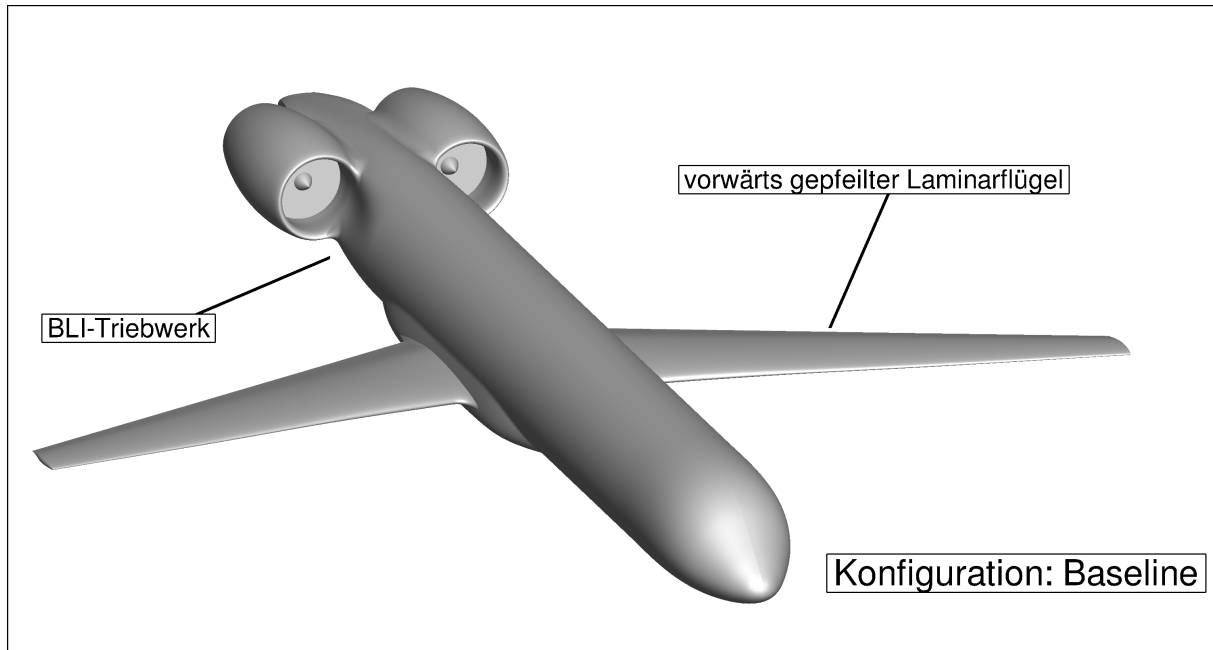


Abbildung 3.2: Konfiguration *Baseline* oder *EG30*

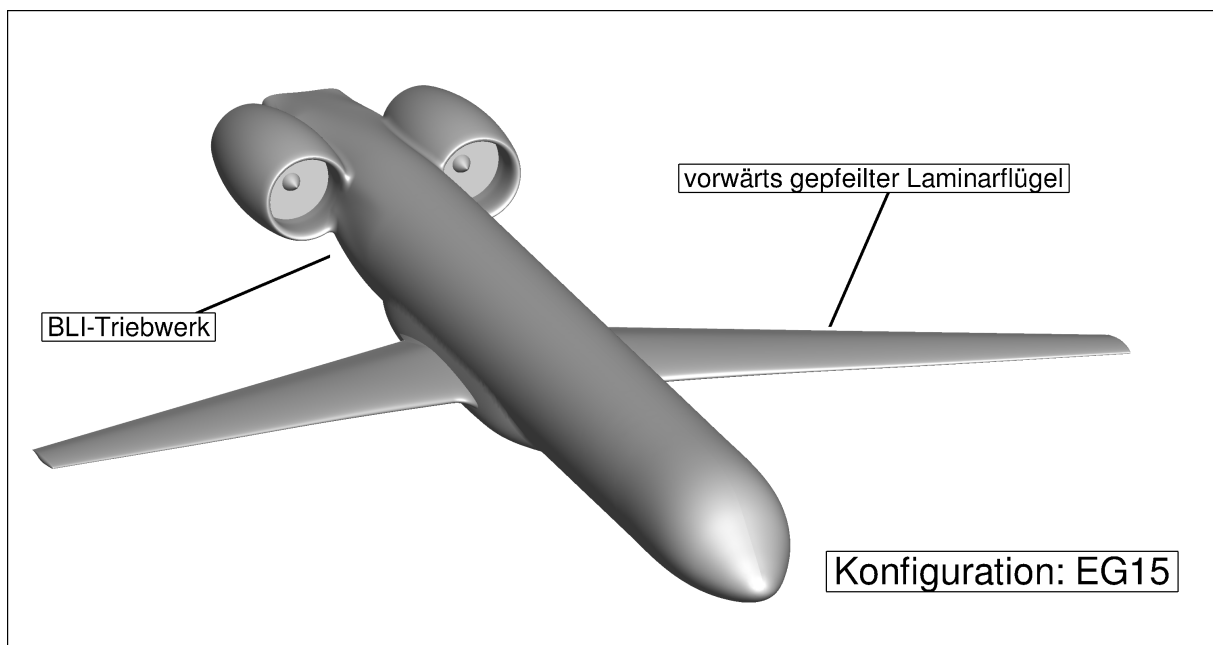


Abbildung 3.3: Konfiguration *EG15*



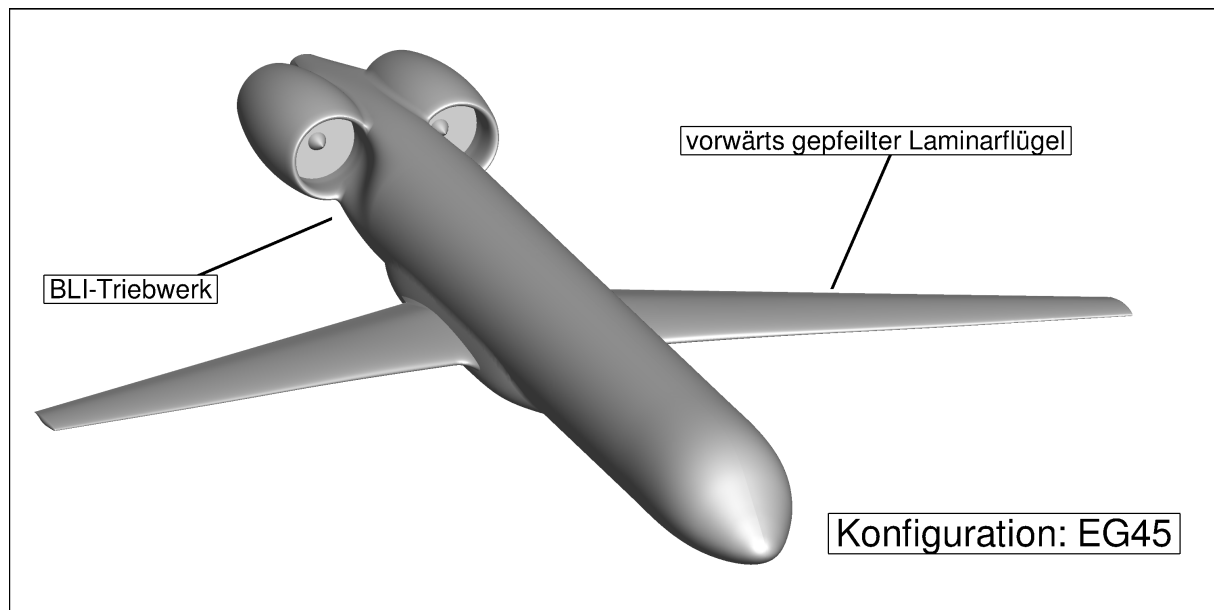


Abbildung 3.4: Konfiguration *EG45*

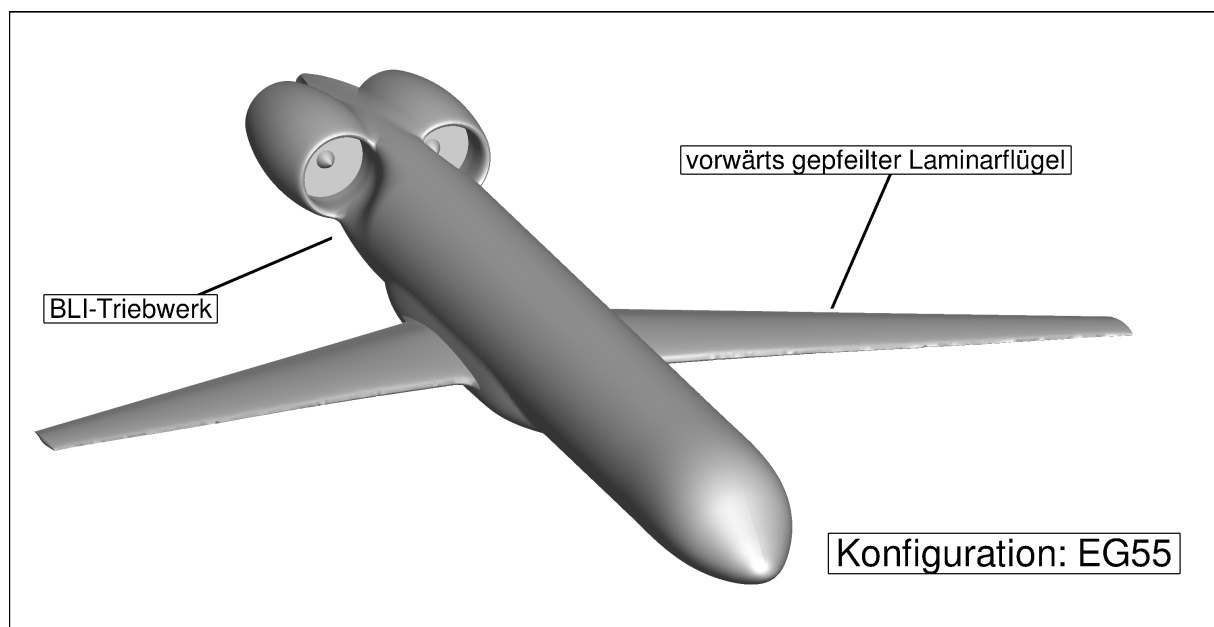


Abbildung 3.5: Konfiguration *EG55*

Die Konfiguration *Baseline* hat zweierlei Aufgaben. Zum Einen wird im Vergleich mit der Konfiguration *Clean* der Einfluss des Triebwerks im Nahfeld eine halbe Flugzeuglänge hinter dem Flugzeug qualitativ und quantitativ ermittelt. Ferner wird anhand dieser beiden Konfigurationen das Netzadaptionsverfahren aufgezeigt. Zum Anderen dient diese Konfiguration als Referenz zum Vergleich mit den Konfigurationen verschiedener Eingrabungstiefen, was in Kap. 5 vertieft wird. Anhand der Netzadaption lässt sich zeigen, an welchen Stellen ein feineres Netz notwendig ist. Diese Erkenntnisse dienen dazu, die Netze für *EG15*, *EG45* und *EG55* von Beginn an mittels Quellen zu verfeinern. Zum Vergleich des Einflusses des Triebwerks wird ein Vergleich zwischen *Baseline* und *Clean* durchgeführt. Dabei wird für alle fünf vorliegenden Konfigurationen der Anstellwinkel mittels einer Target-CL-Rechnung in *TAU* berechnet, sodass die Auftriebsbeiwerte gleich zur Auslegung der Reiseflugkonfiguration nach [14] von  $C_A = 0.52$  sind. Ein gleicher Auftriebsbeiwert sämtlicher Konfigurationen stellt eine Vergleichbarkeit der Wirbelschleppen sicher, vgl. Kap. 2.3.

## 3.2 Beschreibung der Geometrie und Netzerstellung

Die fünf Geometrien wurden bereits in *CATIA* erstellt und dem Autor zur Verfügung gestellt. Welche Besonderheiten es beim Entwurf der ursprünglichen Konfiguration und des CAD-Modells gab und die Erstellung der Rechenetze mit *CENTAUR* und der Netzadaption werden in diesem Teilkapitel erläutert.

### 3.2.1 Vorwärtspfeilung

Nach [14] sind zwei Effekte ausschlaggebend für die Vorwärtspfeilung des Flügels: Zunächst bildet sich aufgrund der Pfeilung eine Anlegelinie mit eigener Grenzschicht aus, welche anfällig für Transition und letztlich Ausbildung einer voll-turbulenten Grenzschicht ist (engl. *Attachment Line Transition*, *ALT*). Wird dies jedoch vermieden, bildet sich stromab der Anlegelinie eine dreidimensionale Grenzschicht mit Quergeschwindigkeitsprofil aus. Diese Art von Geschwindigkeitsprofilen ist instabil gegenüber kleinen Störungen (engl. *Crossflow Instabilities*, *CFI*). Dieser Effekt verstärkt sich mit zunehmender Pfeilung. Eine möglichst geringe Pfeilung ist somit erwünscht. Auf der anderen Seite ist zur Minderung der Stoßregion bei etwa 50% bis 60% Profiltiefe eine möglichst hohe Pfeilung von Vorteil. Um beide Effekte zu erzielen, kann der Flügel negativ gepfeilt werden. Dies ist der Grund, weshalb die Vorwärtspfeilung für den Laminarflügel gewählt wurde.

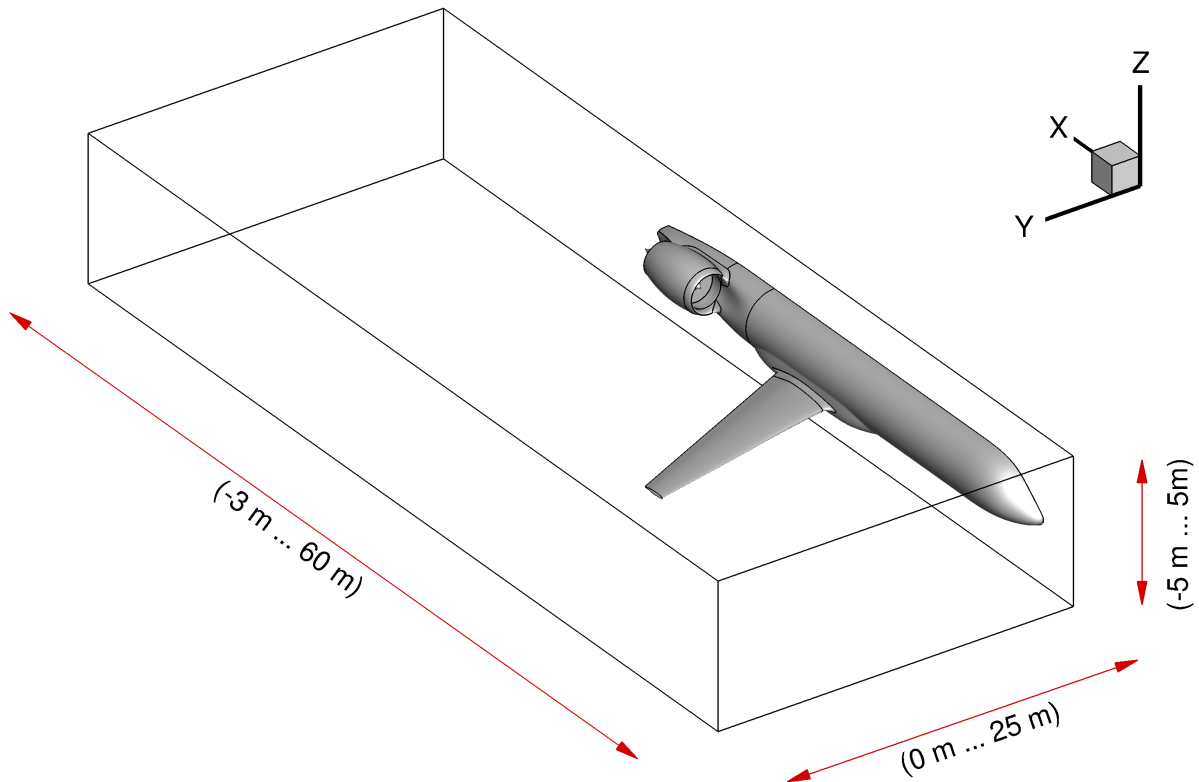
### 3.2.2 Anwendung der Adaption: *Clean* und *Baseline*

Anders als beispielsweise beim „Double-Bubble“-Modell, vgl. [11], wurde nach dem Entfernen des Triebwerks bei der *Clean*-Konfiguration auch der Rumpf angepasst. Die ursprüngliche Einschnürung des Rumpfes zum Einleiten der Stromröhre ins Triebwerk wurde entfernt und der Rumpf ohne Einschnürung nach hinten fortgeführt. An den globalen Abmessungen des Rumpfes wurden keine Änderungen vorgenommen, ebenso bleibt der vorwärts gepfeilte Laminarflügel erhalten. Daher kann für beide Konfigurationen das gleiche Basisnetz zugrunde gelegt werden. Zu Beginn der Netzerstellung werden die Basisnetze für die Konfigurationen *Baseline* und *Clean* in *CENTAUR* mittels einer identische Quelle und Eingabeparametern für die Grenzschicht nach gleichem Vorgehen aufgebaut. Dies soll dazu dienen, dass die Ausgangsnetze - abgesehen von der abweichenden Geometrie - möglichst ähnlich sind. Es sollen am Ende der Adaptionsreihe

zwei Netze mit ähnlicher Verfeinerung vorliegen. Dabei ist nach [35] das Problem, dass bei mehrmaligem Anwenden von Adaptionen in der Tetraeder-Schicht des Netzes ein ungleichmäßiges Netz entstehen kann. Bei der genutzten Quelle handelt es sich lediglich um eine Box mit den Abmessungen

$$(x_{min}...x_{max}), (y_{min}...y_{max}), (z_{min}...z_{max}) = (-3...60), (0...25), (-5...5)$$

welche um das Flugzeug gelegt wird. Die Abmessungen beziehen sich auf den Koordinatenursprung, welcher in der Flugzeugnase liegt. Die Größe der Tetraederzellen wird auf 500mm festgelegt. In Abb. 3.6 ist die *Baseline*-Konfiguration dargestellt, jedoch wird dieselbe Box auch bei der *Clean*-Konfiguration angewandt. Um die Neuverteilung der Punkte während der Adaption



**Abbildung 3.6:** Box zur Netzadaption um das Flugzeug (hier: *Baseline*-Konfiguration), der Koordinatenursprung liegt in der Flugzeugnase

zu steuern, wird der in *TAU* verwendete **Refinement mode: both** angewandt, welcher nach [19] sowohl Punkte zum Netz hinzufügt als auch entfernt. Dabei ist zu beachten, dass nach [20] das Netz nur maximal so grob werden kann wie das Basisnetz, welches vor jeglicher Adaption erstellt wurde. Als weiterer Parameter wird der prozentuale Anteil an neuen Punkten gewählt. Nach [20] ist es von Vorteil, mehrere Adaptionen mit geringen Änderungen des Netzes durchzuführen als wenige mit großen Anteilen, um die Anzahl der neu entstehenden Zellen - und damit eingehend die Rechenzeit - moderat zu halten. Für die Identifikation der zu verfeinernden Kanten werden mehrere Kenngrößen im Wechsel angewandt: der Totaldruck, die Totalenthalpie, die Dichte und die Geschwindigkeit (differenzenbasiert) für nachlaufspezifische Größen und die kinematische Wirbelstärkenzahl  $N_k$  (wirbelbasiert), s. Gleichung 2.40, als wirbelspezifische Größe. So kann zum einen das Zusammenspiel zwischen Nachlauf und Wirbelschleppe charakterisiert und zum anderen der Wirbelkern identifiziert werden. Die Adaption wird in einer Box um das Nahfeld

des Flugzeug begrenzt. Es handelt sich dabei um dieselbe Box, in der vorher die Quelle für das Basisnetz gelegt worden ist, s. Abb. 3.6

Für den vorliegenden Fall werden folgende Adaptionen im Wechsel durchgeführt:

1. Adaption nach Wirbel-Parametern
2. Adaption nach Nachlauf-Parametern

Es wird  $\delta = 0,9 \dots 1,3$  als Indikator für  $N_k$  gewählt, um nach Gleichung 2.40 die Punkte in der Felddlösung zu erfassen, welche Wirbelaktivität aufweisen. Für den Nachlauf hinter Triebwerk, Rumpf und Flügel bietet sich aufgrund der beschleunigten bzw. verzögerten Strömung der Totaldruck als primärer Parameter der Adaption an. Der oben genannte Adaptionszyklus wird für die *Clean*-Konfiguration viermal wiederholt und ein weiteres Mal nach den Parametern des Nachlaufs adaptiert, sodass am Ende neun Adaptionsschritte durchgeführt worden sind, was nach [36] ein angemessener Wert für Berechnungen von Flugzeugen ist. Bei der Konfiguration *Baseline* wird der Zyklus dreimal durchgeführt und zusätzlich einmal nach den Nachlauf-Parametern adaptiert, sodass letztlich sieben Adaptionsschritte vorliegen. Die Tabellen B.1 und B.2 (im Anhang B) fassen die Schritte der Adaption zusammen. Zu sehen sind die wichtigsten Einstellungen, um zwischen der Adaption nach Wirbel- bzw. Nachlaufparametern zu unterscheiden. Der Wert von 1000% neuen Punkten im Schritt der Adaption nach Wirbeln dient als bewusst gewählte große obere Grenze, da sich der Algorithmus der Adaption primär nach den vom Benutzer gewählten Limits (**Indicator user-scaling**) und sekundär nach der Anzahl der neuen Punkte richtet, vgl. Kap. 2.5.3.

Zur Veranschaulichung der Netzadaption sind die Abbildungen 3.7 bis 3.9 aufgezeigt. Wie deutlich zu sehen ist, wird eine halbe Rumpflänge hinter dem Flugzeug (bei  $x = 60\text{m}$ ) das Netz innerhalb des ausgewählten Bereichs mit jedem Adaptionsschritt verfeinert. Es wird die Verfeinerung des Nachlaufs deutlich, indem die Kontur von Rumpf, Triebwerk, Flügelnachlauf und -spitze sichtbar werden. Im Anhang A sind sämtliche Adaptionsschritte, auch die der *Clean*-Konfiguration aufgezeigt, s. Abb. A.1 bis A.18. Es ist hier deutlich erkennbar, dass für die jeweiligen letzten zwei Adaptionsschritte keine qualitative Verbesserung bzw. Verfeinerung vorhanden ist. Aus diesem Grund wird die Adaption nach dem siebten bzw. neunten Schritt beendet, vgl. auch Tabellen B.1 und B.2 (im Anhang B).

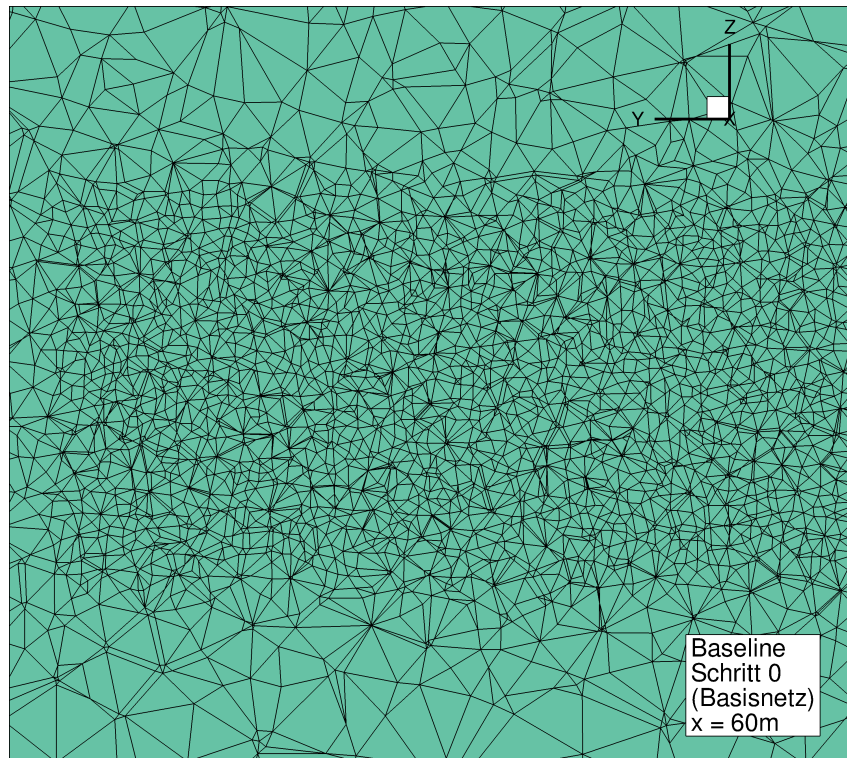


Abbildung 3.7: *Baseline*: Basisnetz (ohne Adaption), Schnitt bei  $x = 60\text{m}$

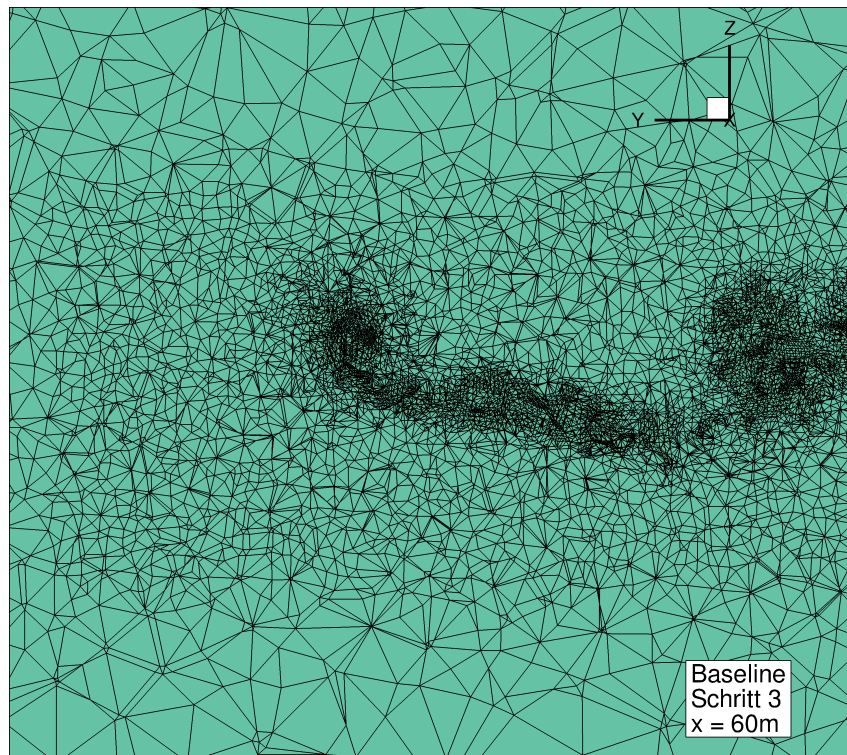
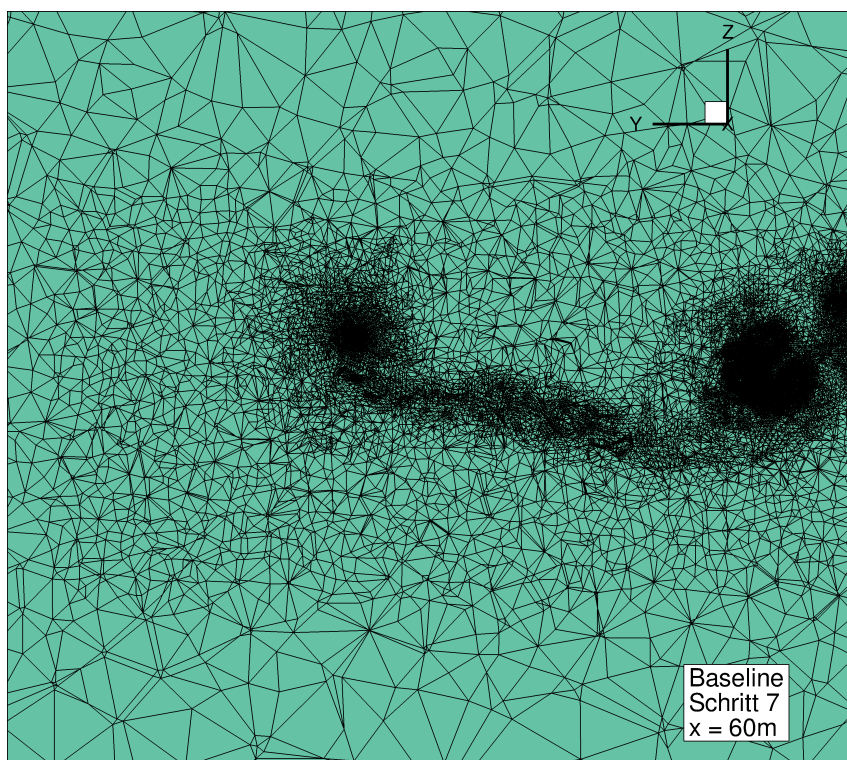


Abbildung 3.8: *Baseline*: 3. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60\text{m}$



**Abbildung 3.9:** *Baseline*: 7. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60\text{m}$



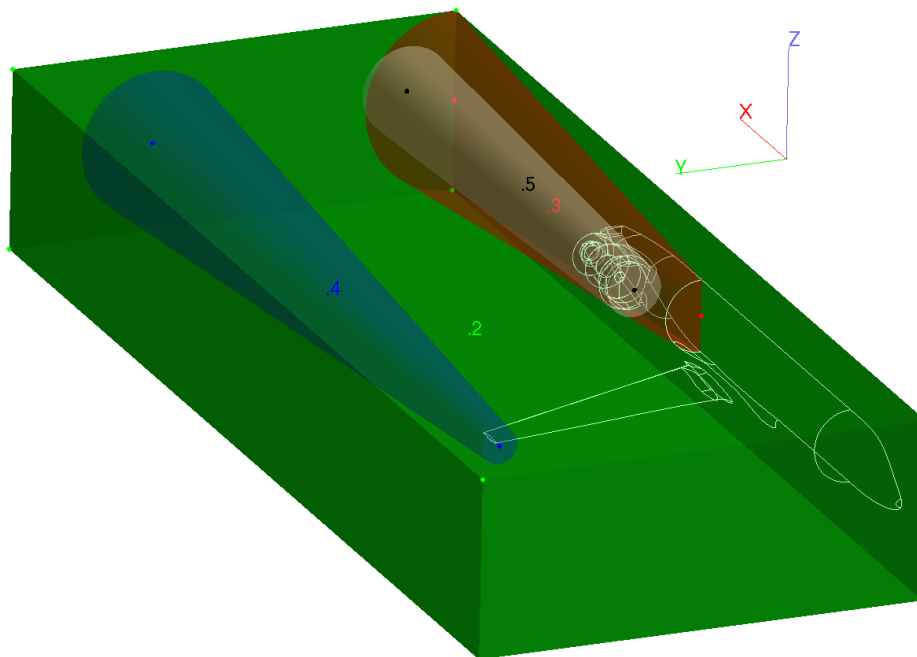
### 3.2.3 „Konventionelle“ Netzerstellung: *EG15*, *EG45* und *EG55*

Für die CAD-Modelle wurde in *CATIA* eine parametrische Konstruktion durchgeführt, in welcher der Einbettungsgrad nach Gleichung 2.3 definiert wurde und als Parameter der Modellierung gilt. Auch hier wurde die Containment-Funktion des Rumpfes beachtet, sodass zusätzlich zur Eingrabung die azimutale Position der Triebwerke angepasst wurde. Ebenso wurden die Einschnürungen vor dem Einlauf ins Triebwerk, welche für höhere Einbettungsgrade stärker sind, an die Einbettung der Triebwerke angepasst.

Aufgrund der Eigenschaft turbulenter Freistrahlen, sich in Strömungsrichtung aufzuweiten (vgl. [37]), wird vor und um das Triebwerk eine kegelförmige Quelle angebracht, in welcher die Größe der Tetraederelemente auf einen bestimmten Wert limitiert wird. Weitere in Strömungsrichtung kegelförmige Quellen werden an der Flügelspitze und am Rumpfheck platziert, um die Nachlaufwirbel bzw. den Rumpfnachlauf präzise abzubilden. Die Platzierung und Tetraedergröße der Quellen sind dabei an die Ergebnisse aus der Adaptionsreihe angelehnt. In Abb. 3.10 ist die erwähnte Erstellung der feinen Netze am Beispiel der Konfiguration *EG15* dargestellt. Mit den hier dargestellten Quellen ergibt sich ein Volumennetz mit den getroffenen Einstellungen. Zusätzlich zur äußeren Box, welche von den Abmessungen her der Adaptionsbox in Abb. 3.6 entspricht, sind die Quellen an der Flügelspitze, um das Triebwerk und hinter dem Rumpf zu sehen. Die Einstellungen für die Quellen sind in der folgenden Tabelle gegeben:

Quelle	Nummer	Tetraedergröße	Abmessungen
Äußere Box	2	100mm	s. Adaptionsbox (Abb. 3.6)
Triebwerk	3	20mm...50mm	Radius zu Beginn: 1500mm; Radius am Ende: 2500mm
Flügelspitze	4	10mm...30mm 50mm...100mm	auf Radius 1000mm auf Radius 4000mm
Rumpfnachlauf	5	50mm	Radius zu Beginn: 2000mm; Radius am Ende: 5000mm

**Tabelle 3.1:** Einstellungen für die genutzten Quellen in *CENTAUR*



**Abbildung 3.10:** Quellen um Flügel, Triebwerk und Rumpf zur Netzerstellung

### 3.2.4 Güteparameter $y^+$

Die Auflösung der Grenzschicht ist für die hier betrachteten Anwendungen der BLI-Triebwerke von großer Wichtigkeit. Als ein Parameter der Netzqualität ist der  $y^+$ -Wert zu nennen. Er beschreibt, wie gut die Grenzschicht, genauer der lineare Geschwindigkeitsgradient der Grenzschicht abgebildet wird. Ist  $y^+ < 1$  an jedem Bereich der Oberfläche, ist die Grenzschicht für das genutzte Turbulenzmodell fein genug aufgelöst und wichtige Größen, wie etwa der Reibungswiderstand können berechnet werden. Die Größe, welche diesen Wert bestimmt, ist die Dicke der ersten Schicht, welche in *CENTAUR* angegeben werden kann, s. a. [18]. Für die vorliegenden Arbeiten wird die folgende Formel zur Bestimmung der ersten Grenzschichtdicke aus [38] gewählt

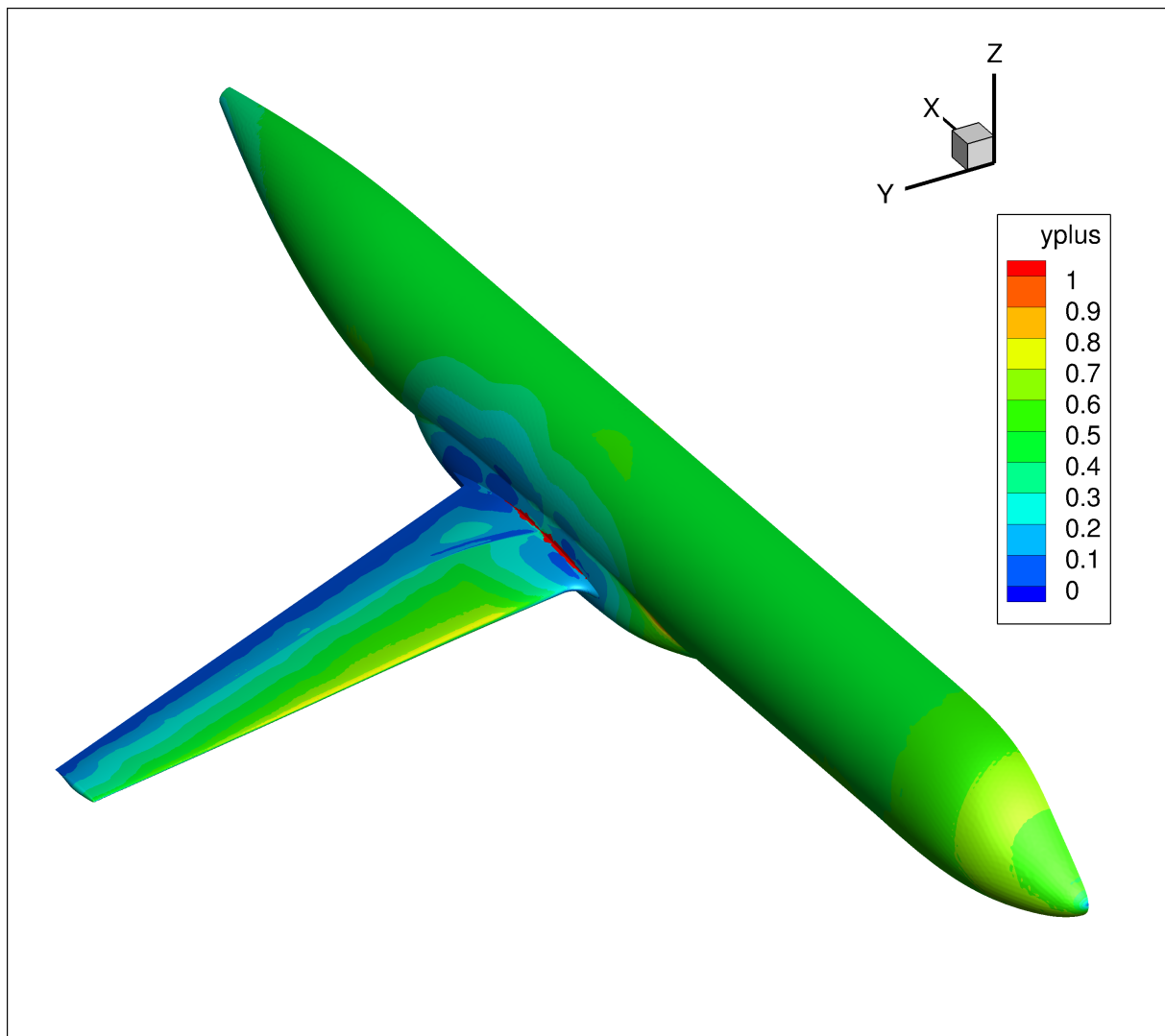
$$y^+ = Re \sqrt{\frac{c_f}{2}} y \Leftrightarrow y = \frac{y^+}{Re \sqrt{\frac{c_f}{2}}} \quad (3.1)$$

mit

$$c_f \approx \frac{0.455}{\ln^2(0.006 Re)} \quad (3.2)$$

Aufgrund der selben Flugbedingungen und gleichbleibender globaler Abmessungen der Geometrien für die vorliegenden Fälle ergibt sich unter Verwendung von  $y^+ = 1$  der Wert der ersten Grenzschichtdicke zu  $y \approx 3.3 \cdot 10^{-3} \text{ mm} = 3.3 \cdot 10^{-6} \text{ m}$ . In den vorliegenden fünf Fällen, weist  $y^+$  einen akzeptablen Wert auf. Aus diesem Grund wird die Netzadaption nicht für das Grenzschicht- und Oberflächennetz angewandt, sondern lediglich im Volumennetz durchgeführt. Für die Konfiguration *Clean* ist beispielhaft die Kontur für  $y^+$  in Abb. 3.11 dargestellt. Es ist erkennbar, dass der Wert  $y^+ < 1$  überall außer in der Verschneidung von Flügel und Rumpf vorliegt. Dies liegt an der Berechnungsvorschrift von  $y^+$  in *TAU*, bei welcher an engen Verschneidungen Fehler auftreten.





**Abbildung 3.11:** Verlauf von  $y^+$  entlang der Oberfläche für die Konfiguration *Clean*

### 3.3 Numerisches Setup

Die in der vorliegenden Arbeit untersuchten Konfigurationen werden mittels CFD-Simulationen berechnet. Die dazugehörigen Grundlagen und Einstellungen in *TAU* werden in diesem Abschnitt näher erläutert.

#### 3.3.1 Navier-Stokes-Gleichungen

Im Rahmen einer numerischen Strömungssimulation werden die sog. Erhaltungsgleichungen benötigt, welche nach [39] die physikalische Erhaltung von Masse, Impuls und Energie beschreiben. Die *Vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen* entstehen durch Zusammenfassung der fünf Erhaltungsgleichungen unter Berücksichtigung der Viskosität in ein Gleichungssystem. Das resultierende System nichtlinearer partieller Differentialgleichungen wird nach [39] *vollständig* genannt, da es die gesamte Strömung mit allen Turbulenzen und Wirbeln um einen umströmten Körper abbildet. Eine sog. Direkte numerische Simulation (DNS) kann das vollständige System numerisch lösen. Dieses Verfahren steigert jedoch nach [40] den Rechenaufwand unverhältnismäßig stark, da für die kleinskaligen Wirbel feine Netze benötigt werden. Daher wird in Industrie und Forschung mittels Nutzung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (engl. *Reynolds Averaged Navier Stokes equations, RANS*) ein Kompromiss zwischen Rechenzeit und Genauigkeit bzw. Anwendbarkeit eingegangen. In der vorliegenden Arbeit wird das implizite Euler-Verfahren zur räumlichen Diskretisierung der Differentialgleichungen genutzt. Dies erlaubt CFL-Zahlen, welche größer als 1 sind. Für die nicht-viskosen Ströme wird die zentrale Diskretisierung mit Matrix-Dissipation genutzt.

#### 3.3.2 Turbulenzmodelle

Ein Teil des Kompromisses ist die Nutzung von Turbulenzmodellen. Nach [39] werden hochfrequente Turbulenzen durch Turbulenzmodelle abgebildet, mittel- und niedrigfrequente Turbulenzen werden weiterhin durch die vollständigen Gleichungen beschrieben. Durch diese Modellierung kann das Rechenetz im Vergleich zu einem Netz für eine DNS wesentlich gröber aufgelöst und damit die Rechenzeit reduziert werden. Um von den vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen auf die RANS-Gleichungen zu schließen, werden nach [39] die Strömungsgrößen  $\phi$  in einen niederfrequenten Mittelwert  $\bar{\phi}$  und eine hochfrequente Schwankungsgröße  $\phi'$  aufgeteilt. Letztere beinhalten die turbulenten Schwankungen. Die Summe  $\phi = \bar{\phi} + \phi'$  beschreibt die Variable in der Lösung. Dies wird als *Reynolds-Mittelung* bezeichnet. Es ergibt sich die *Reynolds-Gleichung*, welche zeigt, dass die gemittelte Form der Navier-Stokes-Gleichungen identisch mit der ursprünglichen Form ist und sich nur durch einen Tensor  $\tau_t$  unterscheidet, welcher als *Reynoldsspannungstensor* bezeichnet wird und z.B. nach [41] die „mittlere Wirkung der Turbulenz“ beinhaltet. Der Tensor ist dabei wie folgt definiert:

$$\tau_t = \begin{bmatrix} \overline{u'^2} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \overline{v'u'} & \overline{v'^2} & \overline{v'w'} \\ \overline{w'u'} & \overline{w'v'} & \overline{w'^2} \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Der Reynolds-Spannungstensor setzt sich aus den zeitlich gemittelten Schwankungsgrößen der Geschwindigkeitsquadrate zusammen und beschreibt somit das turbulente Verhalten der Strömung.

Nach [39] gibt es eine Vielzahl von Turbulenzmodellen, welche durch die Annäherung der Navier-Stokes-Gleichungen mit dem RANS-Verfahren verwendet werden können. Eine Familie der Turbulenzmodelle sind die Wirbelviskositätsmodelle, welche nach [39] den Reynolds-Spannungstensor durch Nutzung der Wirbelviskosität abbilden. Die Modelle decken von sog. *Null-Gleichungsmodellen*, welchen eine algebraische Gleichung zugrunde liegt, bis zu *Zwei-Gleichungsmodellen*, welche ein Differentialgleichungssystem zweiter Ordnung nutzen, um die Wirbelviskosität zu approximieren, einen weiten Bereich ab. Nach [39] ist das *Spalart-Almaras*-Modell ein typischer Vertreter der Ein-Gleichungs-Modelle in der Familie der Wirbelviskositätsmodelle. Ein Ein-Gleichungsmodell zeichnet sich nach [39] dadurch aus, dass zur Beschreibung der Wirbelviskosität eine Differentialgleichung genutzt wird. Das *Spalart-Almaras*-Modell zeigt nach [37] für Grenzschicht- und freie Scher- und Nachlaufströmungen akzeptable Ergebnisse und wird insbesondere für Anwendungen der Außenaerodynamik verwendet. Aus diesem Grund wird für die Simulationen der vorliegenden Arbeit dieses Modell verwendet.

### 3.3.3 Randbedingungen

Zur Lösung von Differentialgleichungen werden Randbedingungen benötigt. In der vorliegenden Arbeit liegen für alle betrachteten Konfigurationen Randbedingungen im Fernfeld, an der Symmetrieebene und auf der Körperoberfläche vor. Ins Fernfeld geht die Information über den Anstellwinkel und den gewünschten Auftriebsbeiwert, welcher mittels Target-CL-Rechnung berechnet wird, ein. Hierbei wird der Anstellwinkel alle 1000 Iterationen aktualisiert, um den erwünschten Auftriebsbeiwert zu erhalten. Nach [19] werden sämtliche Gradienten im Fernfeld als nicht existent angenommen, wodurch hier keine viskosen Effekte vorhanden sind.

Da es sich in der vorliegenden Arbeit um eine Berechnung mit Verlusten handelt, werden für sämtliche Oberflächen Wände als Randbedingung gesetzt. An ihnen gilt die Haftbedingung. Ferner wird in der vorliegenden Arbeit lediglich ein Halbmodell berechnet, bei welchem an der Symmetrieebene bei  $y = 0\text{m}$  nach [19] die Impulsinformationen projiziert werden.

### 3.3.4 Triebwerksrandbedingung

Für die Konfigurationen mit Triebwerk müssen zusätzlich für den Triebwerksein- und auslass Randbedingungen gesetzt werden. Am DLR-Institut für Antriebstechnik wurde aus einem ein-dimensionalen thermodynamischen Modell ein Triebwerk für einen schubgetrimmten Flug modelliert, aus welchem die Werte für Druck und Temperatur am Auslass hervorgehen. In der hier vorliegenden Arbeit wird in *TAU* daher der Druck am Auslass des Triebwerks aus dem genannten Modell vorgegeben. Anzumerken ist, dass das Triebwerk isoliert ausgelegt wurde. Aufgrund der Grenzschichteinsaugung kommt es daher prinzipbedingt für die hier betrachteten Konfigurationen zu Abweichungen zum Auslegungsfall, sodass ein vollständig schubgetrimmter Flug nicht vorliegt. Die Grenzschichteinsaugung sorgt zusätzlich dafür, dass die Druckverteilung am Eintritt zwar vorgegeben, aber mit jeder Iteration variiert wird. Somit wird sichergestellt, dass die Interaktion zwischen Rumpfgrenzschicht und Triebwerkseinlass richtig abgebildet wird. Der Ein- und Auslass des Triebwerks werden nach [19] über den Massenstrom am Auslass miteinander verknüpft. Aus der thermodynamischen Berechnung ergeben sich die Druck- und Temperaturverhältnisse zu:

- Einlass: variable Verhältnisse in jeder Iteration und in jeder Konfiguration
- Kernausslass:  $p_{aus}/p_{ein} = 1,39143$ ,  $T_{aus}/T_{ein} = 2,26698$
- Bypassauslass:  $p_{aus}/p_{ein} = 1,87353$ ,  $T_{aus}/T_{ein} = 1,07296$

### 3.4 Konvergenzverläufe der Simulationen

Im Rahmen der Simulationen wird für alle Konfigurationen eine Target-CL-Rechnung mit 15000 Schritten je gestarteter Rechnung in *TAU* durchgeführt. Dabei wird für die beiden Konfigurationen *Baseline* und *Clean* nach jeder Iteration die Netzadaption mit der oben beschriebenen Methodik angewandt. Eine Iteration wurde mittels der als konvergiert angenommen, wenn sich der Auftriebs- und Widerstandsbeiwert in 2500 aufeinander folgenden Schritten nur noch verhältnismäßig um die Größenordnung  $10^{-5}$  bzw.  $10^{-6}$  in der Differenz unterscheiden. In den folgenden Teilkapiteln sollen die Verläufe diskutiert werden.

#### 3.4.1 Konfigurationen mit Netzadaption

Zunächst werden die Konfigurationen *Clean* und *Baseline* diskutiert. In den Abbildungen 3.12 und 3.13 sind in gestrichelten Linien der Verlauf des Dichteresiduums und in durchgezogenen Linien der Auftriebsbeiwert dargestellt. Die Peaks in den Verläufen des Dichteresiduums zeigen den Beginn eines neuen Adaptionsschritts. Es ist für die Konfiguration *Clean* (s. Abb. 3.12) zu erkennen, dass das Residuum mit mehr Schritten abnimmt und am Ende der Simulation einen Wert von etwa  $R_p = 5 \cdot 10^{-6}$  annimmt. Der erwünschte Auftriebsbeiwert wurde im Rahmen der Cauchy-Konvergenz mit  $C_A = 0,52$  erreicht.

Für die Konfiguration *Baseline* wurde ebenfalls der eingestellte Auftriebsbeiwert erreicht, s. Abb. 3.13. Das Dichteresiduum ist jedoch drei Größenordnungen über dem Residuum der Konfiguration *Clean*. Dieser Einfluss ist vermutlich dem Adaptionsverfahren zu schulden, welches die Netzzellen lokal variiert und so auch benachbarte Zellen in ihrer Größenordnung stark variieren lassen kann. Die Ursache hierfür liegt vermutlich an dem Triebwerk, welches insbesondere im Triebwerksstrahl die Strömung im gesamten Feld komplexer werden lässt. Durch die gewählte Adaptionsvorschrift mit wechselnder Adaption nach Wirbel- und Nachlaufparametern werden die Zellen lokal verfeinert bzw. vergrößert. Das Anwachsen des Residuums im letzten Adaptionsschritt lässt vermuten, dass das Zellenwachstum von benachbarten Zellen lokal stark variiert. In Bezug auf den Auftriebsbeiwert ist der Abbildung zu entnehmen, dass die Target-CL-Rechnung den Auftriebsbeiwert von  $C_A = 0,52$  erreicht. Trotz des Residuenverlaufs wird die Rechnung als konvergent angenommen. Die Anstellwinkel im konvergierten Zustand betragen für die Konfiguration *Clean*  $\alpha = 1,59^\circ$  und für die Konfiguration *Baseline*  $\alpha = 1,79^\circ$ .

Den Verläufen ist zu entnehmen, dass für relativ einfache Konfigurationen wie die *Clean* eine schnelle Konvergenz der Lösung auftritt, jedoch Strömungen wie die des Triebwerksstrahls zumindest für die in *TAU* verwendete Methode der Netzadaption nicht die gleichen Ergebnisse erzielt. Dies liegt vermutlich daran, dass durch den Wechsel der zu adaptierenden Bereiche zuvor fein aufgelöste Zellen wieder vergrößert werden, um der nun vorliegenden Vorschrift zu genügen. Dies kann lokal zu starkem Wachstum der Zellen und somit zu numerischen Unsicherheiten führen. Zum Einen kann in Zukunft die Adaptionsmethode variiert werden, sodass z.B. nur die Wirbelschleppen oder nur der Nachlauf verfeinert werden. Zum Anderen ist eine Mischform aus Adaption und „konventioneller“ Netzerstellung denkbar. So kann beispielsweise die zu untersuchende Konfiguration drei- bis viermal adaptiert werden und die Erkenntnisse daraus im Rahmen einer „konventionellen“ Netzerstellung eingebracht werden.

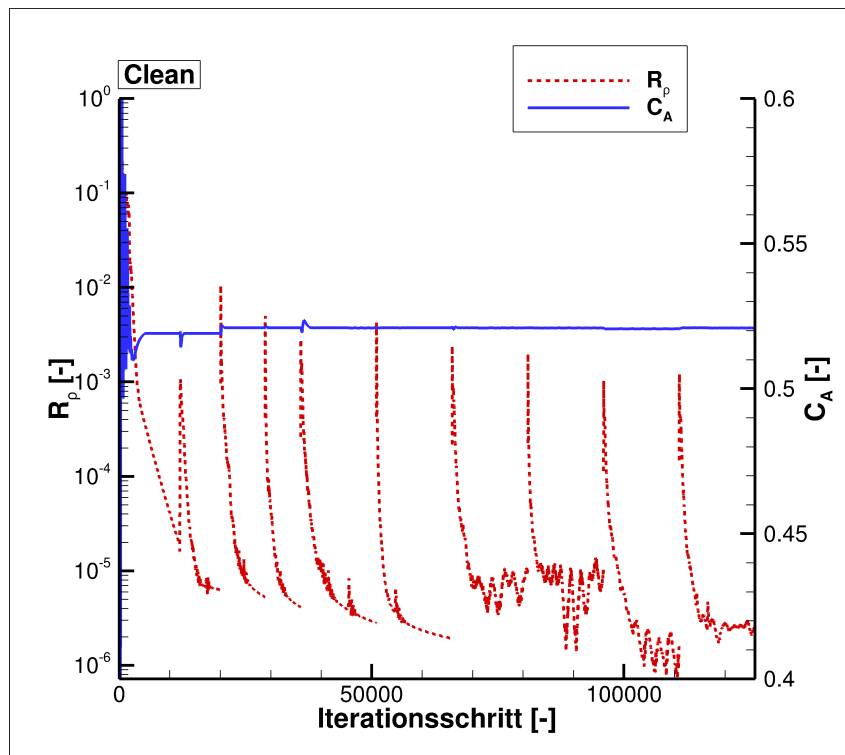


Abbildung 3.12: Konvergenzverlauf des Dichteresiduums und des Auftriebsbeiwerts für die Konfiguration *Clean*

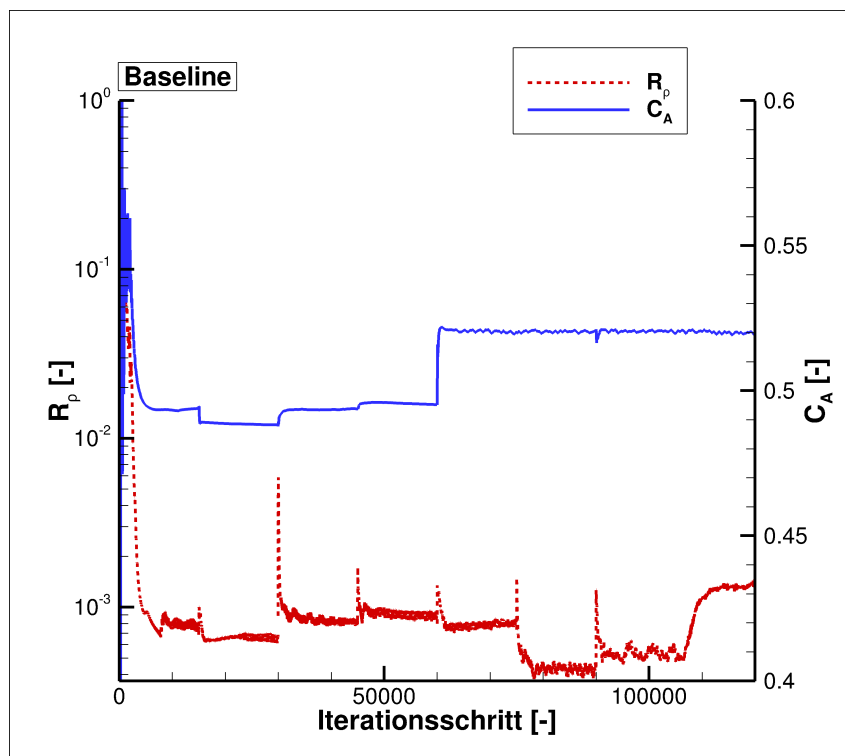
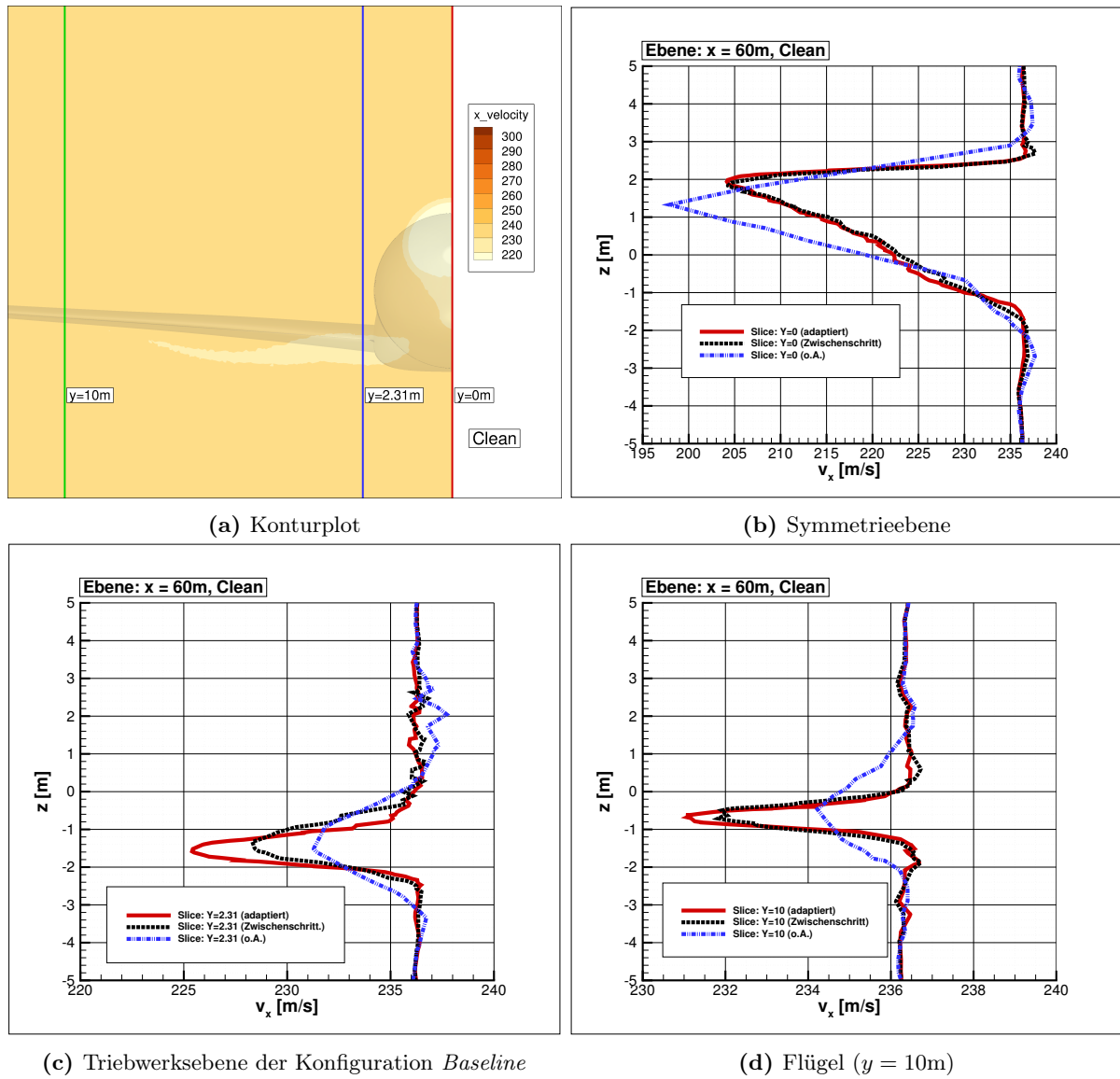


Abbildung 3.13: Konvergenzverlauf des Dichteresiduums und des Auftriebsbeiwerts für die Konfiguration *Baseline* (*EG30*)

### Geschwindigkeitsverläufe für *Clean*

Mit der hier verwendeten Adaption, s. Kap. 3.2 für Details, wird das Netz sowohl in Hinblick auf den Nachlauf als auch auf Wirbel gezielt verfeinert. Um eine Aussage darüber treffen zu können, wie gut die Nachlaufdele durch den Triebwerksstrahl aufgefüllt wird, dient die Geschwindigkeit in Strömungsrichtung als Größe. Zur Darstellung sei für die Konfiguration *Clean* auf die Abbildungen 3.14a bis 3.14d und für *Baseline* auf die Abbildungen 3.15a bis 3.15d verwiesen. Hierin sind die Geschwindigkeiten an der Ebene  $x = 60\text{m}$  an verschiedenen Schnitten entlang der Spannweite für die beiden Konfigurationen dargestellt. Die Schnitte liegen dabei in der Symmetrieebene ( $y = 0\text{m}$ ), der Triebwerksebene der Konfiguration *Baseline* ( $y = 2,31\text{m}$ ), sowie einer Ebene entlang des Flügels ( $y = 10\text{m}$ ). In den genannten Abbildungen bedeutet die durchgezogene Linie die Verteilung der Lösung nach dem letzten Adaptionsschritt, die gestrichelte Linie ist die Verteilung eines Zwischenschritts der Adaption und die strichpunktierte Linie ist die Verteilung der Lösung des Basisnetzes ohne Adaption (in den Darstellungen als *o.A.* gekennzeichnet). Entlang der Ordinate ist die Geschwindigkeit in x-Richtung angegeben, auf der Abszisse die Höhe. Die Geschwindigkeit in Strömungsrichtung dient zusätzlich zur Größe des Auffüllens als Zielgröße der Adaption. Wenn sich die Verläufe qualitativ nicht mehr stark von einem Adaptionsschritt zum nächsten ändern, gilt die Adaption als beendet.

Da es bei der Konfiguration *Clean* keinen Triebwerksstrahl gibt, sind die Verläufe in den Abbildungen 3.14b bis 3.14d lediglich auf die durch die Grenzschicht entstehende Nachlaufdele zurückzuführen. Dabei ist in der Symmetrieebene (s. Abb. 3.14b) der Rumpfnachlauf und in der Triebwerks- und Flügelebene (s. Abb. 3.14c bzw. 3.14d) der Flügelnachlauf sichtbar. Es ist den Abbildungen zu entnehmen, dass die Größe des Geschwindigkeitsdefizits durch den Rumpfnachlauf größer ist als die des Flügels. Dies lässt sich mit der - verglichen mit der Flügelhinterkante - stumpfen Form der Hinterkante des Rumpfhecks erklären. Hierbei entsteht im Vergleich zum Gebiet hinter der Flügelhinterkante ein größeres Nachlaufgebiet, welches sich in dem größeren Geschwindigkeitsdefizit widerspiegelt. In Bezug auf die Adaptionsschritte lässt sich entlang der drei Schnitte eine deutliche Verbesserung sehen. Die prinzipielle Form des Geschwindigkeitsprofils ähnelt bei der Basislösung bereits der adaptierten Lösung. Allerdings ist an der Symmetrieebene ein zu großes Defizit berechnet worden (s. Abb. 3.14b), während an den beiden anderen Schnitten eine zu geringe Einbuße bestimmt worden ist (s. Abb. 3.14c bzw. 3.14d). Dieser Trend nähert sich jedoch mit zunehmender Adaption (s. Linien für den Zwischenschritt) der endgültigen Lösung an.



**Abbildung 3.14:** Verlauf der Geschwindigkeiten in  $x$ -Richtung entlang der Ebene  $x = 60m$  bei verschiedenen Schritten der Adaption (*Clean*)

### Geschwindigkeitsverläufe für *Baseline*

Der Konturplot für die Konfiguration *Baseline*, s. Abb. 3.15a, weist eine leichte Ablenkung des Triebwerksstrahls auf. Dies ist in Form der Ablenkung der Übergeschwindigkeit im Feld hinter dem Triebwerksstrahl nach links zu erkennen. Grund für die Ablenkung ist die Verschneidung von Flügel und Rumpf. Durch diese entsteht ein Nachlauf, welcher aufgrund der räumlichen Nähe der beiden Strömungen (Triebwerksstrahl und Nachlauf durch die Verschneidung) mit dem Triebwerksstrahl interferiert und ihn ablenkt. Zur Visualisierung sei auf Abb. C.1b im Anhang C verwiesen. Hierin sind die Stromlinienverläufe dieses Gebiets zu erkennen. Für die Geschwindigkeitsverteilung der Konfiguration *Baseline* an der Symmetrieebene, s. Abb. 3.15b, welche charakteristisch für den Rumpfnachlauf ist, ist eine deutliche Reduktion der Geschwindigkeit auf der Höhe  $z = 0\text{m} \dots 4\text{m}$  zu sehen. Dies ist die Nachlaufdelle, welche durch den Totaldruckverlust hinter dem Rumpf entsteht. Ferner ist mit zunehmendem Adaptionsschritt eine qualitative und quantitative Verbesserung der Geschwindigkeitsverteilung erkennbar. Während bei der ursprünglichen Lösung mit dem Basisnetz (strichpunktiert) lediglich eine Delle mit Geschwindigkeitsdefizit ( $z = 1,7\text{m}$ ) erkennbar ist und somit der Konfiguration *Clean* ähnelt (dünne Linie mit Symbolen), weist die Lösung mit dem adaptierten Netz zwei Bereiche geringerer Geschwindigkeit auf ( $z = 1\text{m}$  und  $z = 3,5\text{m}$ ). Mit zunehmenden Adaptionsschritten lässt sich der Einfluss der Triebwerke deutlicher sehen: sie füllen die Nachlaufdelle aufgrund der erhöhten Geschwindigkeit am Triebwerksaustritt zu einem gewissen Teil wieder auf. Dieses Auffüllen spiegelt sich in dem Anstieg der Geschwindigkeit ( $z = 2,1\text{m}$ ) wider.

Im Verlauf des Triebwerksschnittes, s. Abb. 3.15c, ist in Bezug auf die Adaption ein ähnliches Verhalten erkennbar. Mit zunehmender Netzverfeinerung wird ebenfalls das Ergebnis genauer. Der Unterschied zwischen dem Zwischenschritt und der endgültigen Lösung ist nur noch sehr gering. Im Vergleich mit der Lösung ohne Adaption ist jedoch eine deutliche Verfeinerung erkennbar. Nicht nur ist hierbei der Geschwindigkeitsüberschuss zu gering aufgelöst (s. strichpunktierte Linie), sondern es ist die Interaktion des Nachlaufs der Flügel-Rumpf-Verschneidung mit dem Triebwerksstrahl nicht erkennbar. Für die Lösung des Netzes ohne Adaption ist lediglich der Geschwindigkeitsüberschuss des Triebwerksstrahls zu sehen. Es wird jedoch mit feiner werdendem Netz, dass auf der Triebwerksebene sowohl Geschwindigkeitsüberschüsse als auch -defizite vorliegen, welche mit zunehmendem Adaptionsschritt hervorgehoben werden. Die Defizite lassen sich damit erklären, dass die Vermischung des Nachlaufs der Verschneidung von Rumpf und Flügel mit dem Triebwerksstrahl feiner aufgelöst ist. Durch diese Interaktion wird der heiße Triebwerkssstrahl abgelenkt, vgl. auch Abb. 4.1f und Abb. C.1b.

Entlang des Flügels, s. Abb. 3.15d, ist der Nachlauf des Flügels deutlich erkennbar. Aufgrund der reibungsbehafteten Strömung und der damit einhergehenden Grenzschicht entsteht ein Impulsverlust, welcher eine reduzierte Geschwindigkeit hinter dem umströmten Körper hervorruft. Durch die Adaption ist auch hier die Lösung feiner. Dies spiegelt sich in der größeren Geschwindigkeitseinbuße auf  $z = -0,5\text{m}$  wider. In der nicht adaptierten Lösung ist der Nachlauf zu schwach aufgelöst worden, wodurch ein zu geringer Geschwindigkeitsverlust berechnet worden ist. Zum Vergleich ist auch hier der Verlauf der Konfiguration *Clean* dargestellt. Die beiden betrachteten Verläufe sind nahezu identisch.



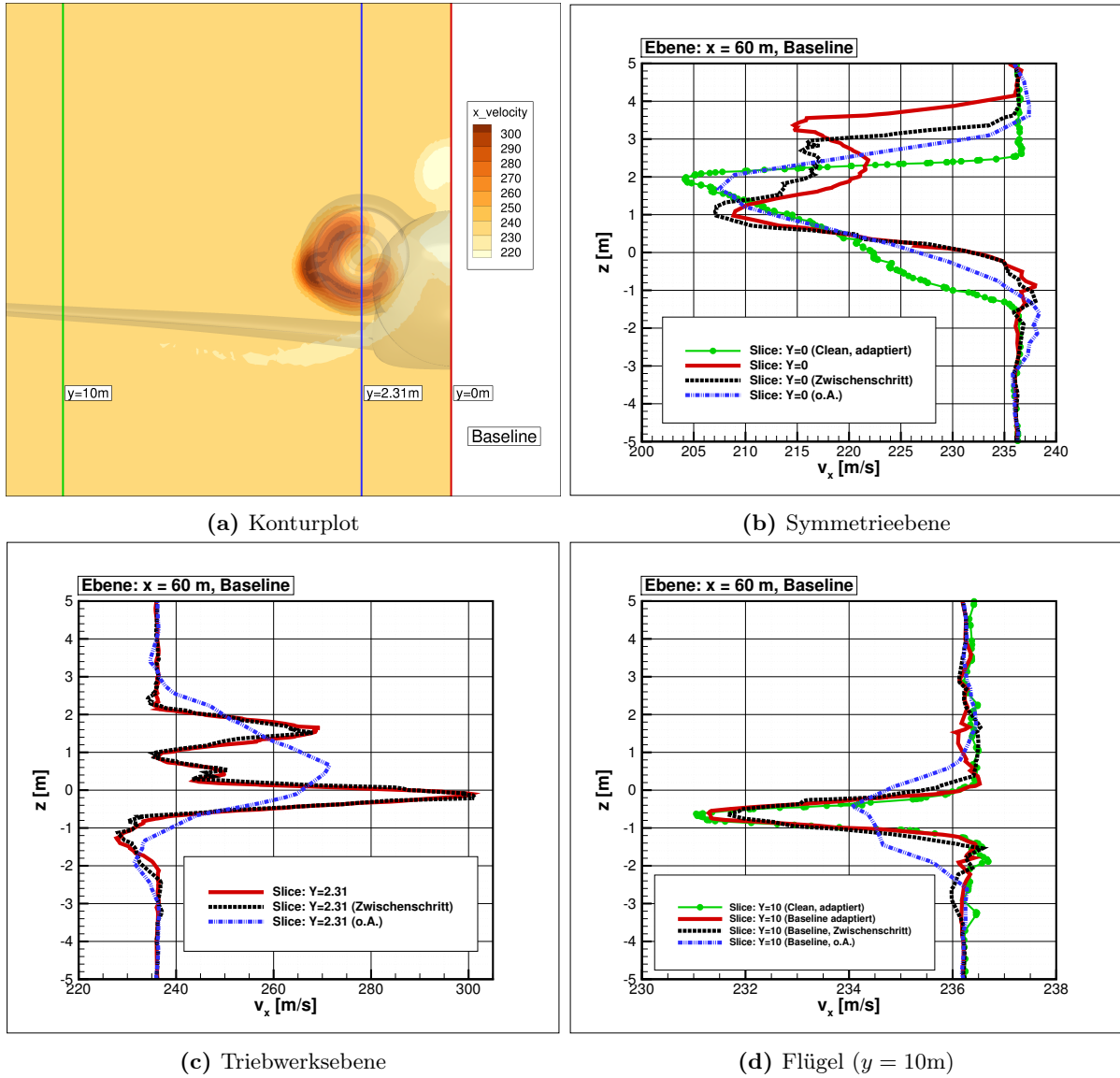


Abbildung 3.15: Verlauf der Geschwindigkeiten in x-Richtung entlang der Ebene  $x = 60\text{m}$  bei verschiedenen Schritten der Adaption (*Baseline*)

### Impulsverlustbeiwert

Für den Impulsverlustbeiwert nach Gl. 2.32 lässt sich sehen, dass die Werte zu einem asymptotischen Wert hin konvergieren. Dies lässt Rückschlüsse darauf ziehen, dass das Adaptionsverfahren Wirkung zeigt und sich die adaptierten Netz der tatsächlichen Lösung annähern und ein feineres Netz nicht notwendig ist. Dies ist in Abb. 3.16 dargestellt. Der Einfluss des Triebwerks wird in dieser Abbildung ebenfalls deutlich. Die Nachlaufdüse wird durch den Triebwerksstrahl aufgefüllt, weshalb für die Konfiguration *Baseline* ein geringerer Wert für den Impulsverlust als für die Konfiguration *Clean* vorliegt. Der Fakt, dass der Wert negativ ist, lässt sich damit begründen, dass kein schubgetrimmter Flug vorliegt, sondern die Triebwerke einen leicht beschleunigten Horizontalflug hervorrufen. Zusammen mit den Abbildungen 3.14a bis 3.15d wird deutlich, dass zum Einen das Netz in der Nähe der Nachlaufdüse fein aufgelöst wird und zum Anderen, dass keine weitere Notwendigkeit zur Netzverfeinerung vorliegt, um eine genauere Aussage bezüglich des Auffüllens zu treffen.

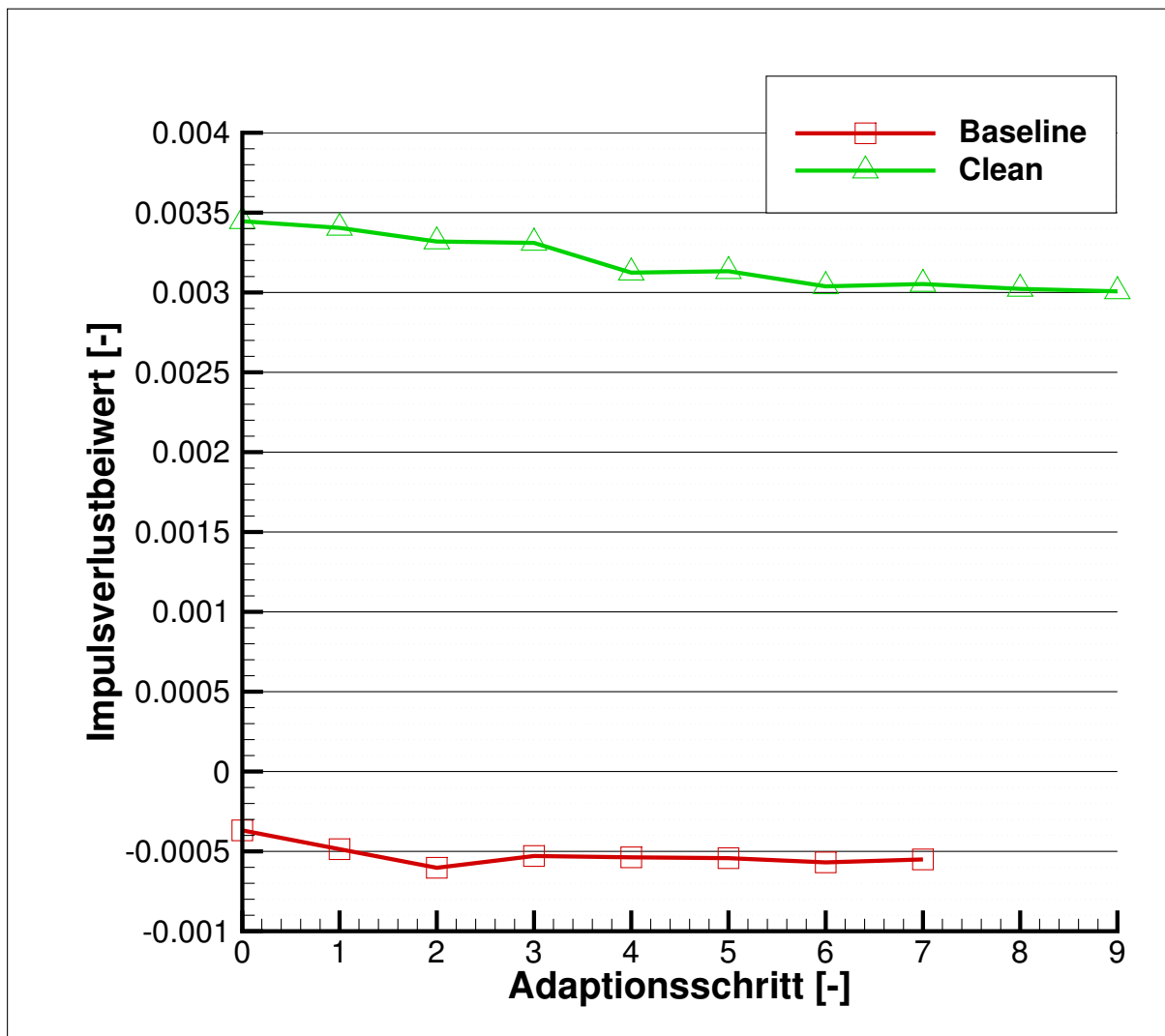
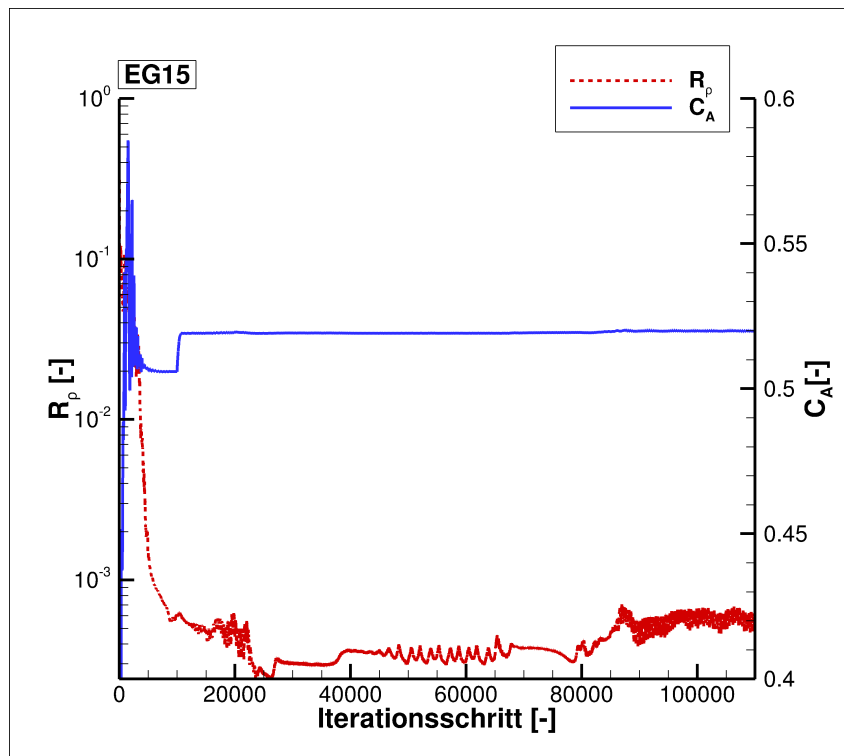


Abbildung 3.16: Impulsverlustbeiwert für die jeweiligen Adaptionsschritte

### 3.4.2 Konfigurationen mit „konventioneller“ Netzerstellung

Die Verläufe des Dichteresiduums und des Auftriebsbeiwertes sind in derselben Formatierung wie oben in den Abbildungen 3.17, 3.18 und 3.19 für die Konfigurationen *EG15*, *EG45* bzw. *EG55* dargestellt. Während bei der Konfiguration mit 15% Einbettung (s. Abb. 3.17) der Auftriebsbeiwert erreicht wird, schwingt die Lösung des Dichteresiduums in der Größenordnung  $10^{-3}$ . Für die Konfiguration *EG45* nimmt der Verlauf des Dichteresiduums stetig ab. Der Auftriebsbeiwert von  $C_A = 0,52$  ist erreicht worden, vgl. Abb. 3.18. Ähnlich der Konfiguration *EG15* ist der Verlauf für *EG55*. Es ist zu sehen, dass das Dichteresiduum bei  $10^{-3}$  schwingt. Dies hängt mit einer Ablösung an der Flügelhinterkante zusammen, welche in Kap. 5.4 näher beschrieben wird. Die Ablösung ist ein instationäres Verhalten, welches mit der stationären RANS-Simulation nicht modelliert werden kann. Somit ist der Verlauf, welcher hier gegeben ist, als Lösung des Strömungsfeldes anzusehen. Es ist im Verlauf des Auftriebsbeiwertes für die Konfiguration *EG55* in Abb. 3.19 erkennbar, dass bis zum Zeitschritt 20000 ein zu geringer Auftriebsbeiwert berechnet wurde. Ab hier wird die Target-CL-Rechnung angesetzt und der Anstellwinkel als Folge stetig erhöht. Dies trägt zur Ablöseerscheinung bei. Insgesamt verlaufen die Residuen gleichmäßiger als bei den Konfigurationen mit Netzadaption. Für die hier betrachtete Analyse der Strömungsphänomene werden die Lösungen als konvergent angenommen. Für zukünftige Berechnungen empfiehlt es sich, dass die Netze in einem größeren Bereich adaptiert werden. Es ist nicht auszuschließen, dass feinere Netze, insbesondere der Prismen- und Tetraederschicht zu genaueren Ergebnissen und besseren Konvergenzverläufen führen. Die Anstellwinkel im konvergierten Zustand betragen für die *EG15*, *EG45* und *EG55*  $\alpha = 1,89^\circ$ ,  $\alpha = 1,85^\circ$  bzw.  $\alpha = 2,36^\circ$ .



**Abbildung 3.17:** Konvergenzverlauf des Dichteresiduums und des Auftriebsbeiwertes für die Konfiguration *EG15*

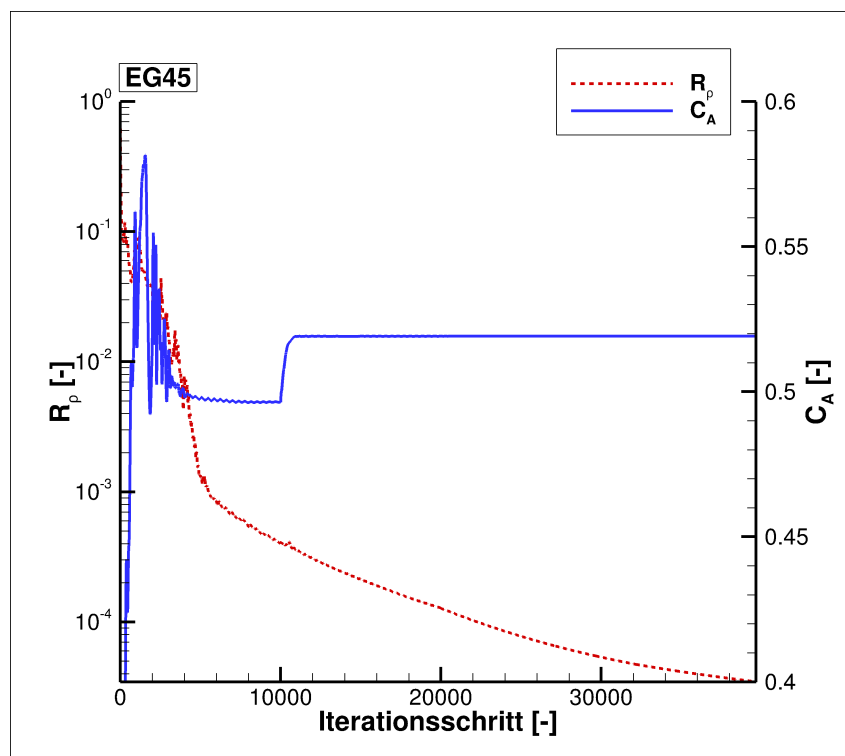


Abbildung 3.18: Konvergenzverlauf des Dichteresiduums und des Auftriebsbeiwerts für die Konfiguration *EG45*

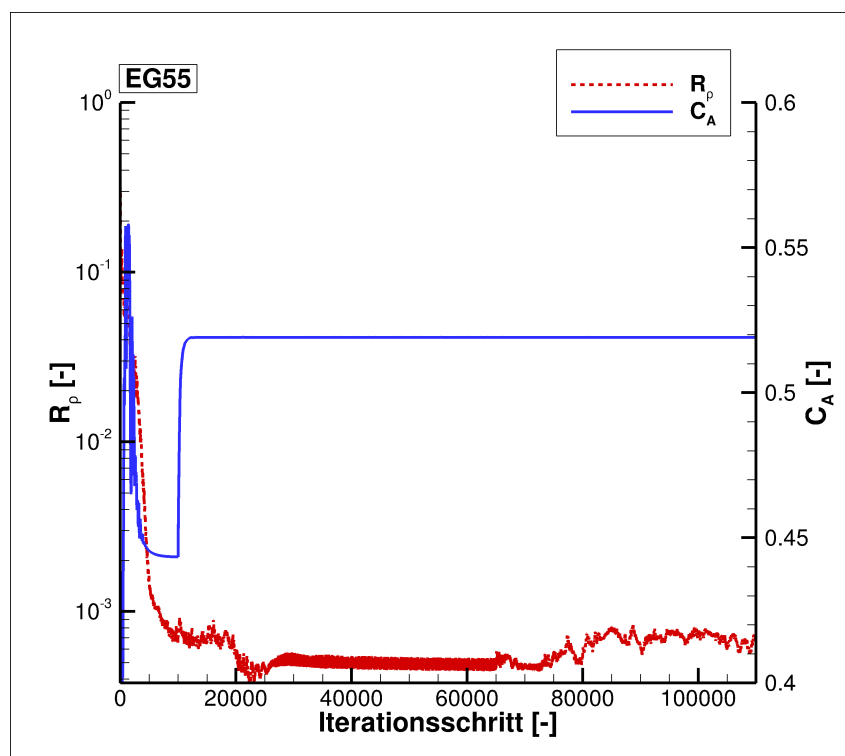


Abbildung 3.19: Konvergenzverlauf des Dichteresiduums und des Auftriebsbeiwerts für die Konfiguration *EG55*

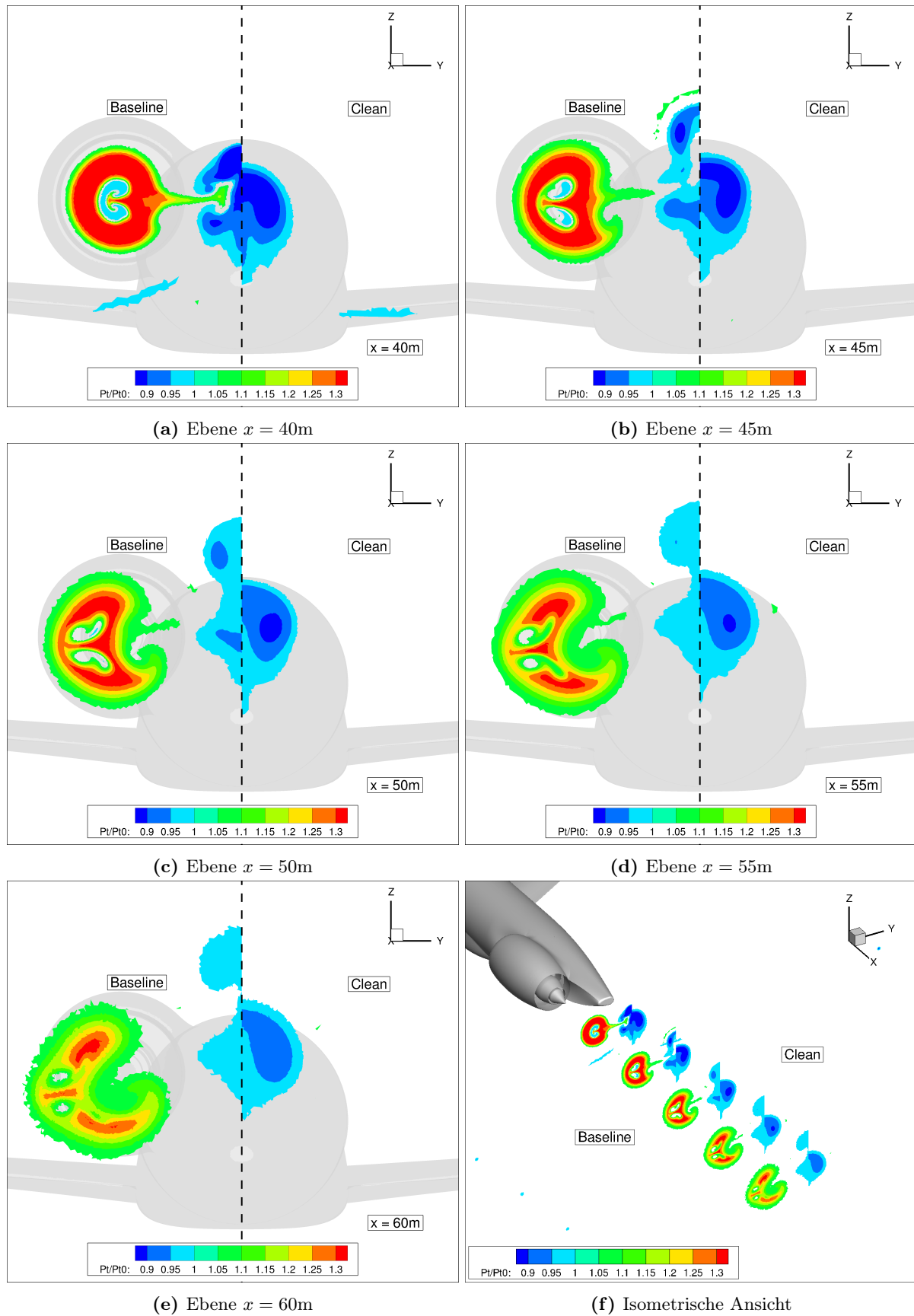
## Kapitel 4

# Einfluss des Triebwerks

Um den Einfluss von BLI-Triebwerken auf die Strömung hinter dem Rumpfheck prinzipiell zu charakterisieren, werden in diesem Kapitel die Konfigurationen *Clean* und *Baseline* miteinander verglichen. Dazu werden zunächst die Totaldruckkonturen im Nachlauf des Flugzeuges bis zu der  $x = 60\text{m}$ -Ebene diskutiert. Dies zeigt die Interaktion zwischen Triebwerksstrahl und Rumpfnachlauf. Später wird auf die Ablenkung und Wirbelstärke der Wirbelschleppen eingegangen. Anhand dieser beiden Größen kann eine qualitative Aussage des Einflusses der Triebwerke auf den Nachlauf des Flügels und des Rumpfes getroffen werden.

### 4.1 Totaldruckverhältnis

Der Triebwerksstrahl verlässt die Düse mit einer höheren Geschwindigkeit als die Anströmgeschwindigkeit und erhöht somit den Totaldruck. Der Nachlauf hingegen verringert aufgrund der Nachlaufdelle den Totaldruck. Dieses Phänomen ist der Grundgedanke der Grenzschichteinsaugung, bei welcher der erste Effekt den zweiten kompensieren soll. Die Betrachtung der Entwicklung beider Strömungen hinter dem Flugzeug ist somit ein notwendiger Schritt zur qualitativen Evaluierung des BLI-Prinzips. Hierfür sind in den Abbildungen 4.1a bis 4.1f auf mehreren Ebenen hinter dem Flugzeug sowie in isometrischer Ansicht das Totaldruckverhältnis für die Konfigurationen *Baseline* (links) und *Clean* (rechts) dargestellt. Das Totaldruckverhältnis  $p_t/p_{t,\infty}$  entspricht in dieser Betrachtung dem Verhältnis aus dem Totaldruck an einem Punkt im Strömungsfeld und dem Totaldruck der freien Anströmung. Werte um  $p_t/p_{t,\infty} = 1$  wurden ausgeblendet, um lediglich den Verlust bzw. Überschuss zu zeigen.



**Abbildung 4.1:** Vergleichende Darstellung zum Verlauf des Totaldruckverhältnisses für die Konfigurationen *Clean* und *Baseline*

Es ist erkennbar, dass mit zunehmendem Abstand hinter der Konfiguration *Baseline* die Strömung homogener wird. Dies ist zum Einen dadurch zu erkennen, dass das Gebiet des Totaldruckverlusts im Rumpfnachlauf kleiner wird und zum Anderen, dass im Triebwerksstrahl ein Totaldruckausgleich an die freie Anströmung vorliegt. Der Vergleich zur Konfiguration *Clean* zeigt den Einfluss des Triebwerksstrahls auf den Rumpfnachlauf. Während der Rumpfnachlauf von *Clean* sich auch weit hinter dem Flugzeug nur schwach an den Totaldruck der Anströmung annähert, wird der Rumpfnachlauf bei *Baseline* durch den Triebwerksstrahl beeinflusst. Nahe der Hinterkante des Flugzeugs, s. Abb. 4.1a, dominiert seitens der *Baseline*-Konfiguration der Triebwerksstrahl mit hohem Totaldruckverhältnis entlang der gesamten Austrittsfläche. Durch die Interferenz der abgehenden Wirbel nahe des Rumphecks mit dem Triebwerksstrahl entsteht der sichtbare Bereich hohen Totaldruckverhältnisses, welches sich vom Triebwerksstrahl bis zur Symmetrieebene entwickelt. In der Abb. C.2b im Anhang C sind die Totaldruckkonturen nahe des Rumphecks detaillierter dargestellt. Die Wirbel interagieren mit dem Triebwerksstrahl. Die Nachlaufdelle wird bei dieser Konfiguration durch den Triebwerksstrahl aufgefüllt. Dies spiegelt sich in dem kleineren Gebiet des Totaldruckverlustes wider, vgl. Abb. 4.1e. Es ist erkennbar, dass durch den Einsatz des Triebwerks das Totaldruckverhältnis schneller Richtung  $p_t/p_{t,\infty} = 1$  läuft. Die Konfiguration *Clean* weist an jedem Schnitt ein geringeres Totaldruckverhältnis als die Konfiguration *Baseline* auf. Durch den Einsatz der Triebwerke lässt sich somit zeigen, dass die Nachlaufdelle aufgrund der räumlichen Nähe des Triebwerksstrahls zum Rumpfnachlauf aufgefüllt wird und das Prinzip der Grenzschichteinsaugung somit prinzipiell dargestellt werden kann. Es fällt auf, dass der Strahl, welcher durch den Kernstrom ausgelassen wird, schneller expandiert als der Bypass-Strom. Ferner liegt eine Ablenkung dieses Teilstrahles vor, sodass eine Aufteilung des Gebiets hohen Totaldrucks vorhanden ist, welches mit zunehmendem Abstand kleiner wird.

## 4.2 Wirbelschleppencharakteristika

Die Wirbelschleppen an den Flügelspitzen werden in ihrer Auslenkung an verschiedenen Schnitten entlang des Flugzeugnachlaufes untersucht. Die Methode ist, dass der Wirbelkern anhand der maximal auftretenden kinematischen Wirbelstärkenzahl  $N_k$  identifiziert wird und die y- bzw. z- Koordinaten dieses Rechenpunktes im Netz entnommen werden. Die Ergebnisse für die Konfigurationen *Baseline* und *Clean* sind für die y- bzw. z- Richtung in den Abbildungen 4.2 bzw. 4.3 gegeben. Aus beiden Darstellungen wird deutlich erkennbar, dass keine nennenswerte Ablenkung durch das Triebwerk vorliegt. Bis zur Triebwerksdüse bei  $ca.x = 35\text{m}$  liegen die Kurven für die Ablenkung in y-Richtung, s. Abb. 4.2, übereinander. Danach wird eine maximale Ablenkung von  $\Delta y \leq 5\text{cm}$  gemessen. In der z-Richtung, s. Abb. 4.3, zeigt sich relativ zu den Ablenkungen in y-Richtung eine größere Diskrepanz zwischen den Konfigurationen mit und ohne Triebwerke. Auf  $\Delta x = 45\text{m}$  ist eine Abweichung zwischen den beiden Konfigurationen von  $\Delta z = 20\text{cm}$  bestimmt worden. Im Vergleich zu allen weiteren Abmessungen sind die Ablenkungen in die beiden Richtungen klein. Ferner sind die bestimmten Daten aufgrund der verwendeten Methode zur Erfassung abhängig von der Netzauflösung. Anhand der berechneten Daten kann daher kein signifikanter Einfluss des Triebwerksstrahls auf die Wirbelschleppen festgestellt werden. Dies deckt sich auch mit der Theorie aus der Parameterstudie nach [5] bzw. [13] und der in Kap. 2.4.2 getroffenen Annahme über den initialen Abstand von Wirbel und Triebwerksstrahl. Es kann von keiner Interaktion der beiden Strömungen ausgegangen werden, da der initiale Abstand zwischen Flügelspitze und Triebwerksdüse im vorliegenden Fall der *Baseline*-Konfiguration sehr viel größer ist als in den Experimenten nach [12], [5] und [13]. Eine Vermischung von Wirbelschleppen und Triebwerksstrahl ist nicht bzw. noch nicht nach einer halben Rumpflänge hinter dem Flugzeug aufgetreten.

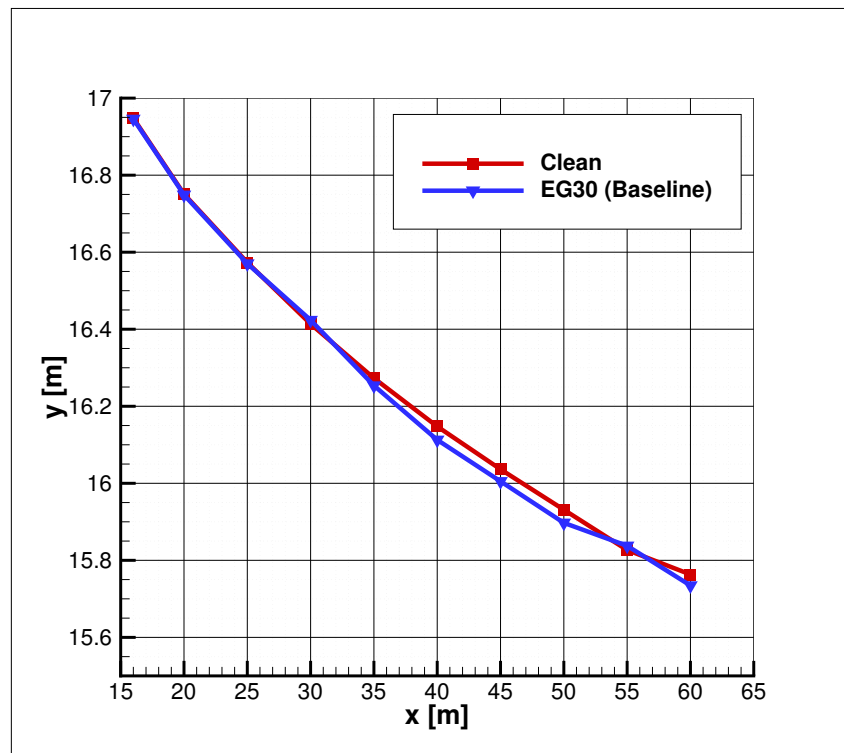


Abbildung 4.2: Verlauf der Auslenkung der Wirbelschleppe in y-Richtung

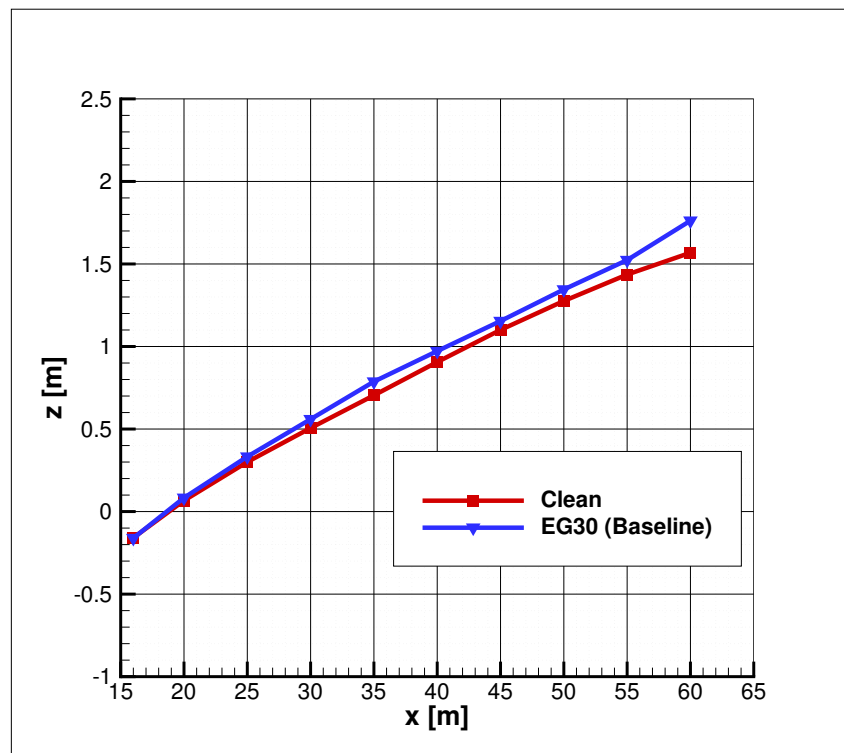


Abbildung 4.3: Verlauf der Auslenkung der Wirbelschleppe in z-Richtung



### 4.3 Kraftbetrachtung auf Oberflächen- und Volumenbasis

Wie bereits erwähnt, können für Anwendungen mit Grenzschichteinsaugung der Schub und Widerstand nicht voneinander getrennt werden. Vielmehr kann durch ein Leistungsgleichgewicht nach [4] eine resultierende Kraft in Strömungsrichtung ermittelt werden. In diesem Teilkapitel wird untersucht, ob und inwiefern der in *TAU* berechnete Wert für den Widerstandsbeiwert von einer Auswertung des genannten resultierenden Kraftbeiwerts an der Ebene  $x = 60\text{m}$  abweicht. In *TAU* wird der Widerstand nach [20] über eine Integration der Druck- und Scherkräfte auf der Flugzeugoberfläche berechnet. Zur Auswertung in der Volumenlösung wird die Methodik aus [28] bzw. [29] angewandt, um eine Beschreibung der resultierenden Kraft aus Schub und Widerstand aus der Geschwindigkeitsverteilung des Nachlaufs zu beschreiben, vgl. Gleichungen 2.30 und 2.31. Die Berücksichtigung bzw. Vernachlässigung der Dichteänderung ist hierbei ein Parameter, welcher die Ergebnisse variieren lässt. Ein weiterer Parameter, der das Ergebnis des Widerstandes beeinflusst, ist der Anstellwinkel. Da die beiden betrachteten Konfigurationen unter einem Anstellwinkel angeströmt werden, stimmen die x-Achsen des flugzeugfesten und des aerodynamischen Koordinatensystems nicht überein. Es wird entweder die Strömung in flugzeugfester Richtung (unter Vernachlässigung des Anstellwinkels) oder in aerodynamischer Richtung (unter Berücksichtigung) betrachtet. Der auf die Ergebnisse wird ebenso untersucht. Der letzte betrachtete Parameter ist die Größe der Fläche an der Auswertungsebene. Es werden zwei Flächen zur Auswertung untersucht: die Fläche am hinteren Ende der Adaptionbox ( $y = 0\text{m} \dots 25\text{m}$ ,  $z = -5\text{m} \dots 5\text{m}$ ) und die gesamte Fläche entlang des Fernfeldes ( $y = 0\text{m} \dots 800\text{m}$ ,  $z = -800\text{m} \dots 800\text{m}$ ). Beide Flächen liegen in der Ebene  $x = 60\text{m}$ . Anschließend an die Kraftbetrachtung wird eine Berechnung der Impulsdifferenz durchgeführt um zu untersuchen, inwiefern die Nachlaufdele durch den Triebwerksstrahl aufgefüllt wird. Hierbei wird je nach Anwendungsfall der in Gleichung 2.30 bzw. 2.31 definierte Kraftbeiwert  $C_X$  an der Auswertungsebene von  $x = 60\text{m}$  ausgewertet. Ziel dieser Analyse ist zum Einen das theoretische Prinzip des Auffüllens der Nachlaufdele numerisch zu überprüfen und zum Anderen die Abweichung vom Widerstand entlang der Oberfläche zur resultierenden Kraft im Volumen bei BLI-Applikationen quantitativ zu ermitteln.

Es wird anhand Tabellen 4.1 und 4.2 deutlich, dass alle drei Parameter insbesondere für die Konfiguration mit Triebwerksstrahl (*Baseline*) den Kraftbeiwert nach Gleichung 2.30 bzw. 2.31 beeinflussen. In der Tabelle bedeuten  $D$  bzw.  $A$  Dichte bzw. Anstellwinkel und  $m$  bzw.  $o$ , ob diese Parameter betrachtet oder vernachlässigt werden. Die Bezeichnungen  $kF$  und  $gF$  beschreiben die kleine Fläche am Ende der Adaptionbox und die große Fläche entlang der gesamten Domäne. Die relative Differenz ergibt sich aus den ermittelten numerischen Daten für die berechneten Kraftbeiwerte, welche der Übersicht halber in den Tabellen auf vier Dezimalstellen begrenzt wurde.

Fall	$C_X$ [-] aus Impulsbilanz	$C_W$ [-] aus $TAU$	rel. Differenz [%]
oD, oA, kF	0,0266	0,0274	2,85
oD,mA, kF	0,0236	0,0274	13,66
mD, oA, kF	0,0263	0,0274	3,78
mD,mA,kF	0,0234	0,0274	14,60
oD, oA, gF	16,1608	0,0274	-58969,11
oD, mA, gF	0,0049	0,0274	82,22
mD, oA, gF	16,1606	0,0274	-58968,35
mD, mA, gF	0,0047	0,0274	82,97

**Tabelle 4.1:** Impulsverlustbeiwert für verschiedene Auswertmethoden (*Clean*)

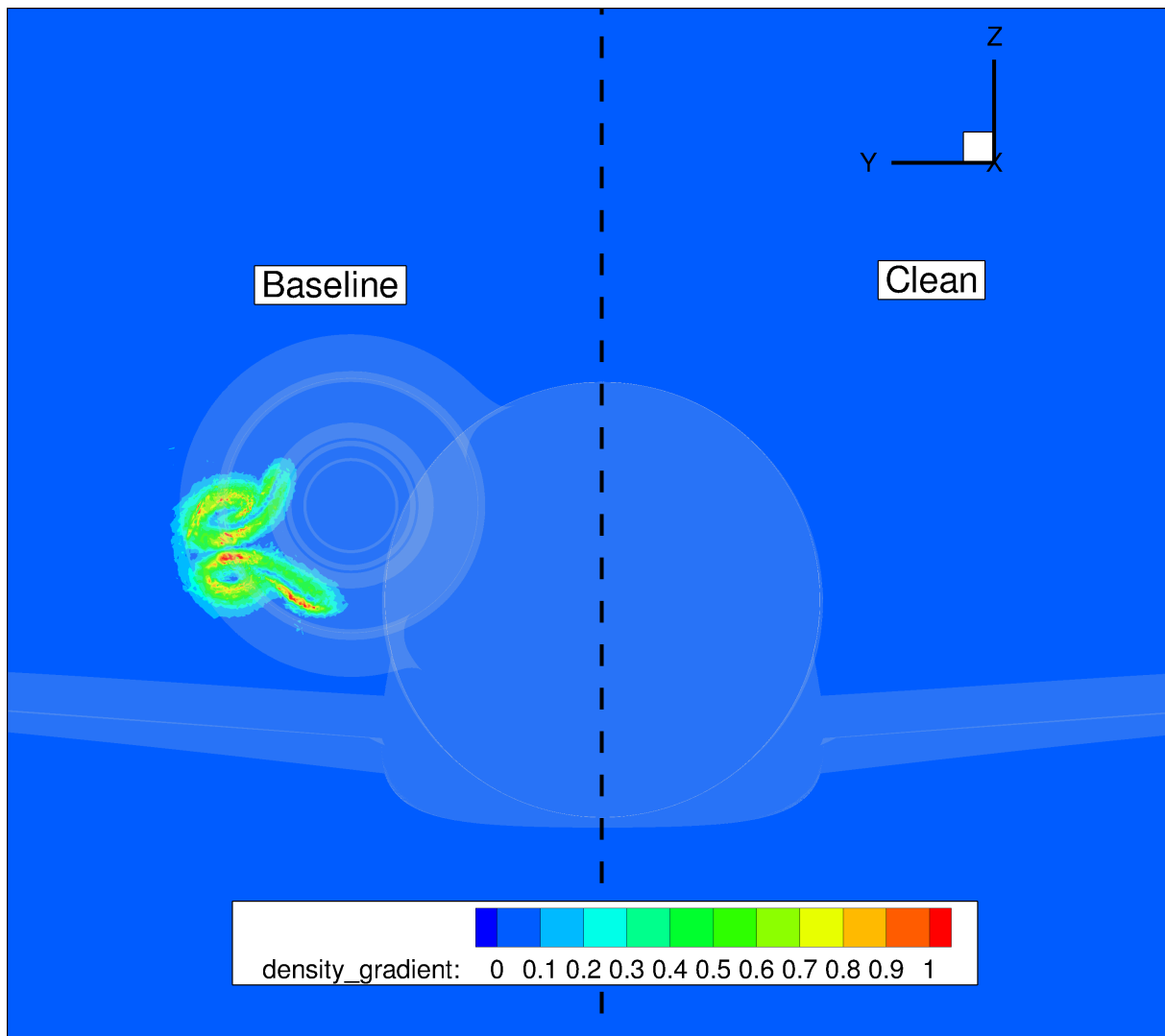
Fall	$C_X$ [-] aus Impulsbilanz	$C_W$ [-] aus $TAU$	rel. Differenz [%]
oD, oA, kF	-0,0024	-0,0023	-7,21
oD,mA, kF	-0,0062	-0,0023	-172,42
mD, oA, kF	-0,0005	-0,0023	78,79
mD,mA,kF	-0,0004	-0,0023	81,38
oD, oA, gF	20,4706	-0,0023	899537,27
oD, mA, gF	-0,0122	-0,0023	-436,63
mD, oA, gF	20,4726	-0,0023	899625,15
mD, mA, gF	-0,0102	-0,0023	-346,85

**Tabelle 4.2:** Impulsverlustbeiwert für verschiedene Auswertmethoden (*Baseline*)

Bei der Konfiguration *Clean* (s. Tab. 4.1) kann davon ausgegangen werden, dass aufgrund des nicht vorhandenen Triebwerkstrahls die Dichte keinen Einfluss zeigt. Die Betrachtung entspricht einer Messung von Flügelprofilen. Dies zeigt sich dadurch, dass die Berücksichtigung der Dichte zu keinen nennenswerten Änderungen in der Kraftbestimmung führt. Auf der kleinen Fläche entspricht der in *TAU* berechnete Widerstandsbeiwert mit einer Differenz von maximal etwa 14,6% dem im Nachlauf bestimmten. Diese Abweichungen entstehen durch Berücksichtigung des Anstellwinkels. Hierdurch wird die Anströmrichtung von der flugzeugfesten in die aerodynamische x-Richtung rotiert. Nach [20] wird deutlich, dass zur Berechnung des Widerstandsbeiwertes die Druck- und Scherkräfte in x-Richtung als auch in z-Richtung berücksichtigt werden. Bei der Betrachtung der Kraftbestimmung nach Gleichung 2.30 bzw. 2.31 wird jedoch lediglich die Strömung in x-Richtung betrachtet. Die Abweichungen, welche in der Tabelle zu sehen sind, sind vermutlich die Folgen daraus. Wird entlang der großen Fläche ausgewertet, so zeigt die Berücksichtigung des Anstellwinkels eine weitaus geringere Abweichung im Vergleich zu den Fällen, in denen der Anstellwinkel vernachlässigt wird. Dies lässt sich damit begründen, dass unter Vernachlässigung des Anstellwinkels große Differenzen in den berechneten Geschwindigkeiten vorliegen. Diese summieren sich über die gesamte Domäne auf und führen zu den sehr hohen Abweichungen. Die Berücksichtigung des Anstellwinkels dämpft diesen Effekt heraus und es sind die Abweichungen von knapp 83% erkennbar. Diese Abweichungen sind jedoch nicht tragbar. Daher wird angenommen, dass die Berechnung des Beiwertes der resultierenden Kraft auf die kleine Fläche begrenzt werden sollte.

Bei der Konfiguration *Baseline* (s. Tab. 4.2) lässt sich für die beiden Parameter Anstellwinkel und Auswertungsebene ein ähnlicher Schluss wie bei der Konfiguration ohne Triebwerke ziehen. Die unterschiedlichen Dichten und die getroffenen Aussagen werden noch einmal in Abb. 4.4 verdeutlicht. Links ist die Konfiguration *Baseline* und rechts *Clean* mit der jeweiligen Kontur des Dichtegradienten an der Ebene  $x = 60m$ . Es ist der Abbildung zu entnehmen, dass allein

der Triebwerksstrahl zu Dichteänderungen führt. Der Einfluss der Dichte wird bei der Konfiguration *Baseline* deutlich. Dies liegt daran, dass im Triebwerksstrahl auf der kleinen Fläche keine konstante Dichte angenommen werden kann, da diese im heißen Strahl abnimmt, vgl. Abb. 4.4. Dadurch wird der resultierenden Kraft durch diese Flächen ein kleinerer Anteil hinzugefügt. Bei beiden Konfigurationen ist festzustellen, dass selbst unter Berücksichtigung des Anstellwinkels die Auflösung des Rechnernetzes eine gravierende Rolle spielt. Werden die Zellen des Fernfeldes berücksichtigt, beeinflussen die Werte der größeren Zellen aufgrund der nicht fein genug aufgelösten Rechendomäne die berechneten Werte für den Kraftbeiwert sehr stark. Eine sehr große Abweichung zu dem in *TAU* berechneten Wert ist in diesen Fällen die Folge, s. Zeilen *oD*, *oA*, *gF* und *mD*, *oA*, *gF* in Tab. 4.2 und 4.1. Die Berücksichtigung des Anstellwinkels kann diesen Effekt, welcher durch große Geschwindigkeitsdifferenzen entsteht, dämpfen, s. Zeilen *oD*, *mA*, *gF* und *mD*, *mA*, *gF* in Tab. 4.2 und 4.1. Der Dichteinfluss zeigt bei der Konfiguration *Clean* kaum nennbare Unterschiede in den Abweichungen, während bei der Konfiguration *Baseline* große Unterschiede erkennbar sind, sodass hierbei nicht von einer vergleichbaren Auswertung gesprochen werden kann. Die abweichenden Ergebnisse zwischen der oberflächenbasierten Widerstandsbestimmung in *TAU* und der volumenbasierten Kraftbestimmung mittels Gl. 2.30 bzw. 2.31 zeigen neben der Abhängigkeit von Netzfeinheit und Anstellwinkel vor Allem, dass der Widerstand nicht mit der resultierenden Kraft in x-Richtung gleichzusetzen ist. Dem BLI-Prinzip geschuldet ergeben sich im besten Fall der Konfiguration *Baseline* Abweichungen von bis zu  $-7\%$  unter Vernachlässigung von Dichte- und Anstellwinkelleffekten ergeben, was bedeutet, dass der in *TAU* berechnete Widerstandsbeiwert auf der Oberfläche einen um  $7\%$  geringeren Wert ausgibt als der im Volumen berechnete Beiwert der resultierenden Kraft in x-Richtung. Es zeigt sich deutlich, dass eine oberflächenbasierte Kraftbetrachtung wie in *TAU* für BLI-Anwendungen nicht ausreichend ist und eine Leistungsbetrachtung nach [4] und [17] eine wirksame Methode zur Charakterisierung dieser Art von Flugzeugen ist, da unter Betrachtung der Dichte und des Anstellwinkels Differenzen in Höhe von knapp  $81\%$  ergeben.



**Abbildung 4.4:** Dichtegradienten an der Ebene  $x = 60m$  für die Konfigurationen *Baseline* und *Clean*

# Kapitel 5

## Eingrabungsstudie

Für BLI-Triebwerke mit asymmetrischer Grenzschichteinsaugung ist charakteristisch, dass sie in den Rumpf eingelassen worden sind und somit die Rumpfgrenzschicht einsaugen. Es wird in diesem Kapitel daher diskutiert, inwiefern der Einbettungsgrad Einfluss auf die Interaktion von Wirbelschlepe, Triebwerksstrahl und Rumpfnachlauf sowie auf den durch die Rumpfgrenzschicht beeinflussten Triebwerkeinlass besitzt. In der Parameterstudie werden die drei Konfigurationen *EG15*, *EG45* und *EG55* untersucht und mit der Referenzgeometrie *Baseline* verglichen. Die Untersuchung verläuft zunächst ähnlich wie in Kap. 3.4.1, indem die Geschwindigkeitsverteilungen an verschiedenen spannweitigen Schnitten und die Totaldruckentwicklung im Nachlauf aufgezeigt und qualitativ diskutiert werden. Danach erfolgt eine Analyse der Wirbelschleppencharakteristika hinter dem Flügel sowie die detaillierte Betrachtung des Triebwerkeinlaufs. Zuletzt findet eine mechanische Leistungsbetrachtung nach [4] und [17] statt. Dadurch wird der Einfluss der Eingrabungstiefe zusätzlich quantitativ bewertet.

### 5.1 Geschwindigkeits- und Totaldruckverhalten im Nachlauf

An dieser Stelle soll eine Analyse der Nachlaufauflösung, ähnlich zu jener in Kap. 3.4.1, durchgeführt werden. Zunächst erfolgt die Analyse der Geschwindigkeitsverteilungen in x-Richtung. Daran anschließend werden die Totaldruckkonturen hinter den vier in der vorliegenden Arbeit betrachteten Konfigurationen mit Triebwerk analysiert und diskutiert.

#### 5.1.1 Geschwindigkeitsverlauf

An der Ebene  $x = 60\text{m}$ , welche eine halbe Rumpflänge hinter dem Rumpfheck ist, wird die Geschwindigkeit in x-Richtung als Indiz für das Auffüllen der Nachlaufdelle ausgewertet. Die Netze für die Konfigurationen *EG15*, *EG45* und *EG55* sind mit Hilfe der Ergebnisse der Netzadaption entstanden und verfügen somit ohne jegliche Adaption über ein feines Netz. In den Abbildungen 5.1a bis 5.3d sind für diese drei Konfigurationen die Geschwindigkeiten in x-Richtung sowohl als Konturplot als auch je an der Symmetrie-, Triebwerks- und Flügelebene (in durchgezogenen Linien) im Vergleich zur Referenzkonfiguration *Baseline* (gestrichelte Linie) dargestellt.

Für die Konfiguration *EG15*, s. Abb. 5.1a bis 5.1d, ist der Triebwerksschnitt entlang der Ebene mit  $y = 2,69\text{m}$  geführt worden. Im Konturplot wird die Geschwindigkeit in x-Richtung an der Ebene  $x = 60\text{m}$  dargestellt. Eine Ablenkung des Triebwerksstrahls wie bei der Konfiguration *Baseline* ist nicht erkennbar. Dies liegt daran, dass der Nachlauf der Verschneidung von Flügel und Rumpf aufgrund des schwach eingelassenen Triebwerks nicht stark mit dem Triebwerkssstrahl interferiert. Dazu sei auf die Abb. C.1a im Anhang C verwiesen. Es ist zu sehen, dass die Stromlinien der Verschneidung von Flügel und Rumpf nicht mit dem Triebwerksstrahl interagieren und ihn somit nicht ablenken. Der Abb. 5.1b kann entnommen werden, dass für die geringe Eingrabungstiefe noch keine starke Interferenz zwischen Rumpfnachlauf und Triebwerksstrahl im Bereich der Symmetrieebene vorliegt. Der Verlauf entspricht eher der Konfiguration *Clean*, welche zusätzlich in der Abbildung dargestellt ist. Während für die Referenzgeometrie aufgrund des Triebwerksstrahls bereits eine teilweise Auffüllung der Nachlaufdelle anhand des Geschwindigkeitsanstieges erkennbar ist, wird für die Konfiguration *EG15* lediglich die Geschwindigkeit durch die Nachlaufdelle des Rumpfes verringert. Auf Triebwerkshöhe, s. Abb. 5.1c, weisen die erhöhten Geschwindigkeiten auf den Höhen  $z = -0,4\text{m}$  und  $z = 1,8\text{m}$  einen ähnlichen Wert auf. Unter Beachtung des Konturplots in Abb. 5.1a ist erkennbar, dass das Geschwindigkeitsfeld auf Triebwerkshöhe keine starke seitliche Ablenkung erfährt und daher ein Geschwindigkeitsprofil erfolgt, welches symmetrischer als die Referenz ist. Die Geschwindigkeitseinbuße auf der Höhe  $z = -1,8\text{m}$  ist auf den Nachlauf des Flügels zurückzuführen. Fernab der Wechselwirkung zwischen Rumpfnachlauf und Triebwerksstrahl ist in Abb. 5.1d der Nachlauf des Flügels dargestellt. Die beiden Konfigurationen *Baseline* und *EG15* unterscheiden sich in ihrem Verlauf kaum voneinander. Das Geschwindigkeitsprofil ist lediglich durch die Nachlaufdelle des Flügels geprägt und es ist kein Einfluss durch das Triebwerk festzustellen.

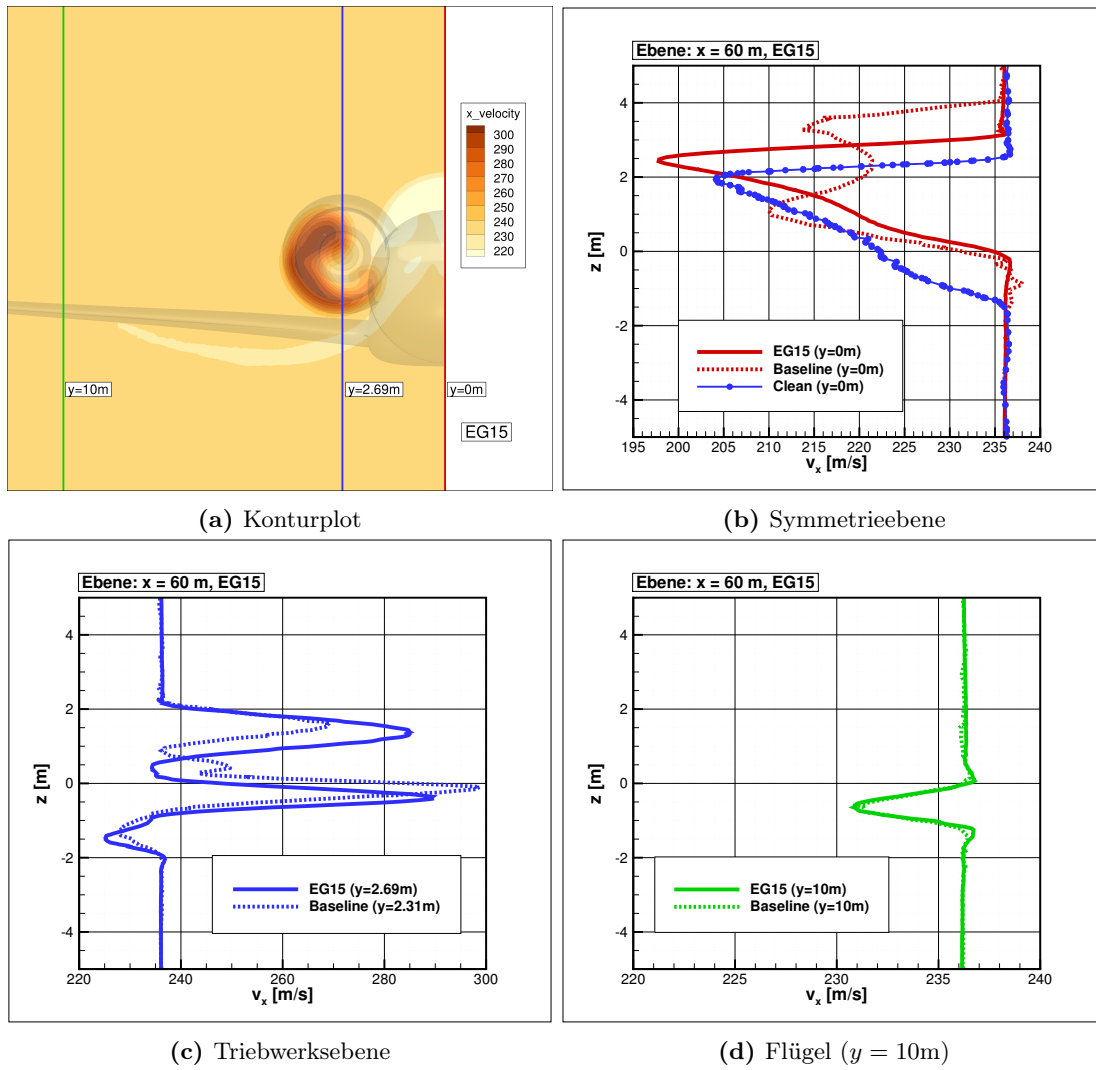
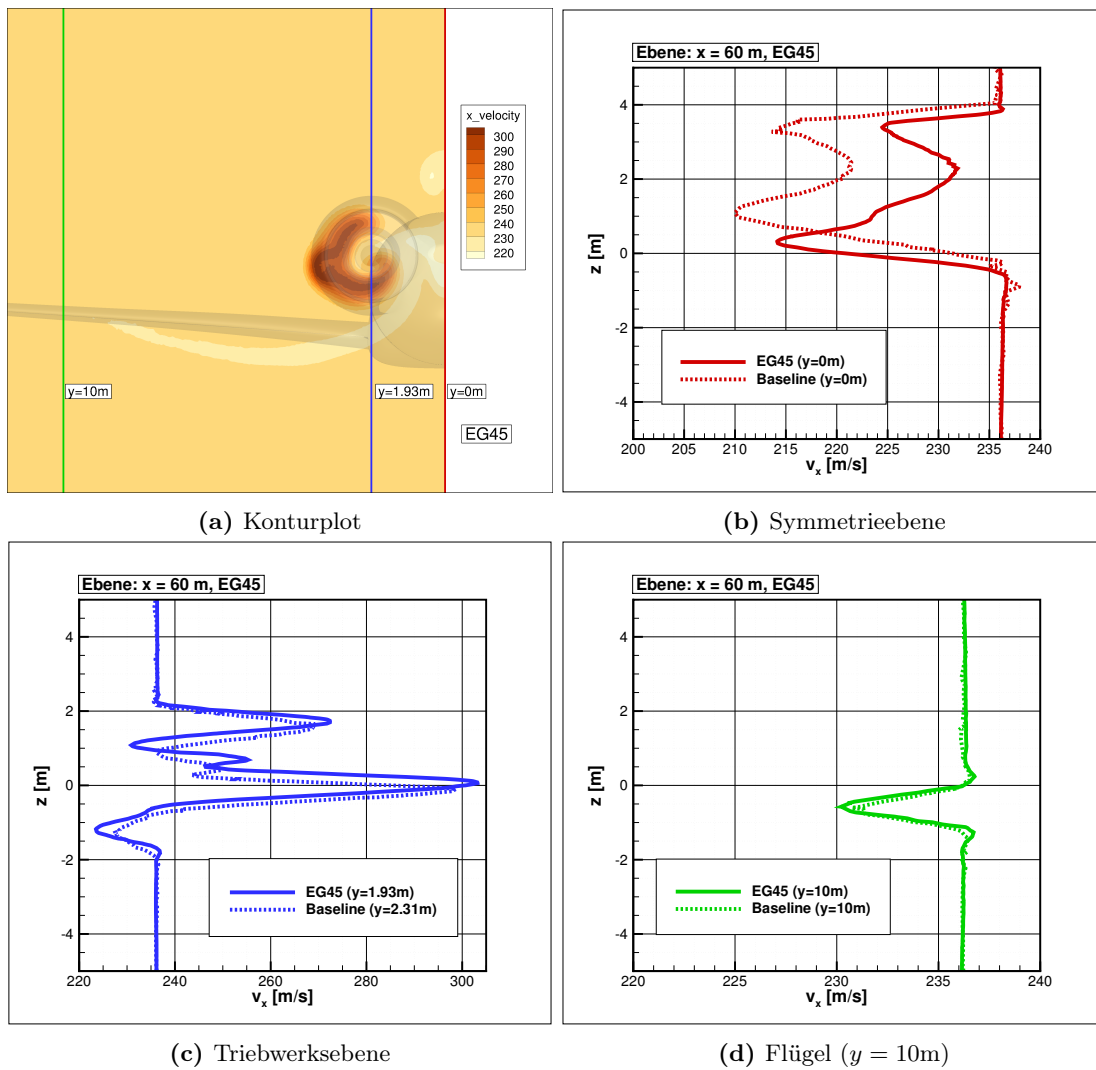


Abbildung 5.1: Verlauf der Geschwindigkeiten in  $x$ -Richtung entlang der Ebene  $x = 60m$  (EG15)

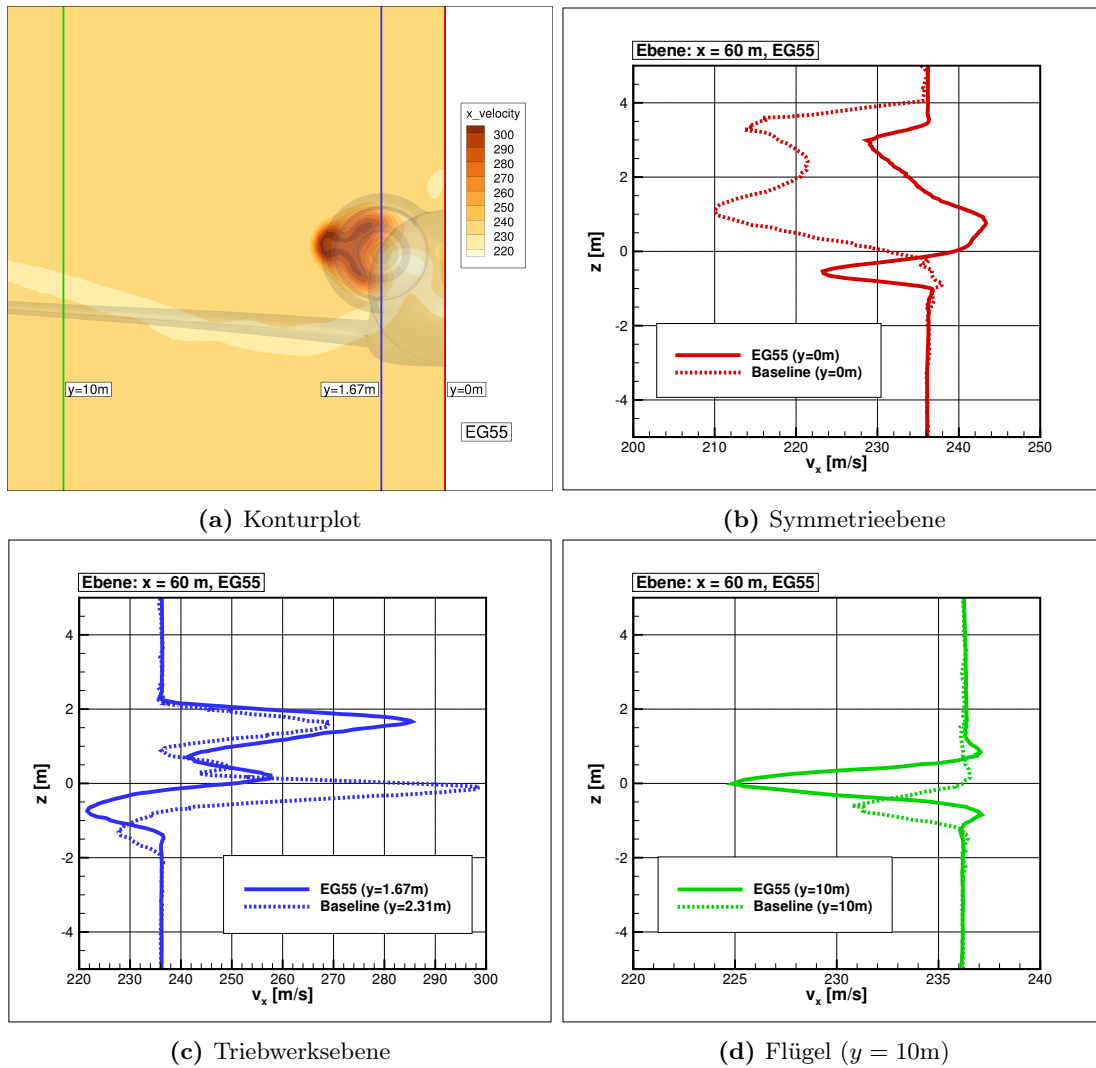
Für die Konfiguration *EG45* sind die Geschwindigkeitsverläufe in den Abbildungen 5.2a bis 5.2d gegeben. Für diese Konfiguration liegt der Triebwerksschnitt bei  $y = 1,93\text{m}$ , vgl. Abb. 5.2a. Im Konturplot in Abb. 5.2a ist im Nachlauf hinter dem Triebwerk eine Ablenkung des Triebwerkssstrahls in Form einer Verschiebung der hohen Geschwindigkeit nach links zu sehen. Grund für diese Ablenkung ist die Verschneidung von Flügel und Rumpf, in dessen Nachlauf ebenfalls eine Nachlaufdelle entsteht. Aufgrund der stärkeren Interferenz von Triebwerksstrahl und Rumpf- bzw. Flügelnachlauf ist der Effekt der Ablenkung deutlicher festzustellen als beispielsweise bei der Konfiguration *EG15*, vgl. Abb. C.1a und C.1c im Anhang C. Entlang der Symmetrieebene, s. Abb. 5.2b, lässt sich im Vergleich mit der Referenz eine stärkere Interferenz zwischen Rumpfnachlauf und Triebwerksstrahl feststellen. Die Nachlaufdelle wird hierbei im Vergleich zur Referenz stärker durch den Triebwerksstrahl wieder aufgefüllt. Dies lässt sich anhand des Geschwindigkeitszuwachses zwischen  $z = 0\text{m}$  und  $z = 3,5\text{m}$  sehen. Die Differenz zwischen Anströmgeschwindigkeit und vorliegender Geschwindigkeit in x-Richtung an dieser Ebene ist für die Konfiguration *EG45* (durchgezogene Linie) im Vergleich zur Referenz (gestrichelte Linie) kleiner. Dies ist ein Indiz für das Auffüllen der Nachlaufdelle durch den Rumpfnachlauf und das Angleichen an die Anströmgeschwindigkeit, vgl. Abb. 2.1. Entlang des Triebwerksschnitts (s. Abb. 5.2c) ist für die vorliegende Konfiguration ein qualitativ gleiches Verhalten wie für die Referenz festzustellen. Aufgrund des Mechanismus des Auffüllens der Nachlaufdelle zeigt die Geschwindigkeit in x-Richtung keine gleichmäßige Verteilung, vgl. Abb. 5.2a. Eine Ablenkung des Triebwerksstrahls ist die Folge. Im Vergleich zur Referenz verlaufen die Geschwindigkeitsverläufe nahezu identisch. Wie bei den vorherigen Konfigurationen ist das Defizit der Geschwindigkeit bei  $z = -1,8\text{m}$  eine Folge des Flügelnachlaufs. Unbeeinflusst durch die vorher beschriebene Wechselwirkung ist auf dem Flügelschnitt in Abb. 5.2d lediglich die Nachlaufdelle durch den Flügelnachlauf erkennbar. Die Verläufe der Geschwindigkeiten von *EG45* und *Baseline* ist auf diesem Schnitt kaum zu unterscheiden.





**Abbildung 5.2:** Verlauf der Geschwindigkeiten in x-Richtung entlang der Ebene  $x = 60m$  (EG45)

In der vorliegenden Arbeit ist zuletzt die Konfiguration *EG55* behandelt worden. Für diese sind ebenso die Geschwindigkeitsprofile an den verschiedenen Schnitten in den Abbildungen 5.3a bis 5.3d dargestellt. Der Schnitt entlang der Triebwerksebene verläuft hierbei bei  $y = 1,67\text{m}$ , s. Abb. 5.3a. Anhand des Konturplots ist - wie zuvor bei der Konfiguration *EG45* - eine Ablenkung des Triebwerksstrahls festzustellen. Die prinzipielle Beobachtung ist, dass die Ablenkung stärker ist als bei der *EG45* bzw. *Baseline*. Die Verschneidung von Flügel und Rumpf erzeugt hierbei eine Nachlaufdelle, welche aufgrund des tieferen Einbettungsgrades stärker mit dem Triebwerksstrahl interferiert. Zur Verdeutlichung sei auf die Abb. C.1d im Anhang C verwiesen. Hierbei wird im Vergleich zu den verbleibenden Konfigurationen die Interferenz zwischen Nachlauf der Flügel-Rumpf-Verschneidung und Triebwerksstrahl und der entstehende Verlauf der Axialgeschwindigkeit deutlich. Besonders auffallend ist ebenso der Verlauf entlang der Symmetrieebene in Abb. 5.3b. Es ist eine deutliche Interferenz zwischen Rumpfnachlauf und Triebwerksstrahl festzustellen. Die Nachlaufdelle wird durch die erhöhte Geschwindigkeit des Triebwerksstrahls stärker aufgefüllt als bei den vorherigen Konfigurationen. Gleichzeitig ist auf der Höhe  $z = -0,5\text{m}$  eine starke Einbuße der Geschwindigkeit zu sehen, während auf der Höhe  $z = 1\text{m}$  eine höhere Geschwindigkeit als die Anströmgeschwindigkeit vorliegt. Ein Vergleich mit der Totaldruckkontur in Abb. 5.4d zeigt, dass die erhöhte Geschwindigkeit an der Symmetrieebene - hier äquivalent dargestellt durch einen erhöhten Totaldruck - durch den Triebwerksstrahl entsteht. Durch die starke Verjüngung des Rumpfnachlaufs aufgrund des Zusammenrückens der Triebwerke ist die Fläche des Rumpfhecks, hinter welchem die Nachlaufdelle gemessen wird, klein. Der erhöhte Impuls durch den Triebwerksstrahl kann die Nachlaufdelle überwinden und es entsteht das Gebiet höherer Geschwindigkeit an der Symmetrieebene. Es sei an dieser Stelle auf die Abbildung 2.2 verwiesen, für welche das Geschwindigkeitsprofil der BLI-Konfiguration ein ähnliches Profil aufweist. Für den Triebwerksschnitt (s. Abb. 5.3c) ist erneut eine Ablenkung des Triebwerksstrahls in Querrichtung erkennbar. In Verbindung mit dem Konturplot (s. Abb. 5.3a) wird deutlich, dass für die stark eingelassenen Triebwerke eine Ablenkung der Übergeschwindigkeiten vorliegt. Für den Flügelnachlauf in Abb. 5.3d wird erneut deutlich, dass dieser Nachlauf unbeeinflusst durch die Interferenz von Triebwerk und Rumpfnachlauf ist. Jedoch sind die Verläufe nicht identisch und die Konfiguration *EG55* weist eine größere Verringerung der Geschwindigkeit auf. Dies lässt sich darauf zurückführen, dass ein höherer Anstellwinkel vorliegt als bei der Referenz, welcher zum Einen dafür sorgt, dass der Flügelnachlauf in positive  $z$ -Richtung verschoben wird und zum Anderen für eine Ablösung sorgt, welche eine große Geschwindigkeitseinbuße mit sich zieht. Die auftretende Ablösung wird in Kap. 5.4 erneut aufgegriffen.



**Abbildung 5.3:** Verlauf der Geschwindigkeiten in x-Richtung entlang der Ebene  $x = 60\text{m}$  (EG55)

### 5.1.2 Totaldruckkonturen

Nach der Analyse der Geschwindigkeitsprofile folgt die Besprechung der Totaldruckverläufe hinter dem Flugzeug. Dazu sind in den Abbildungen 5.4a bis 5.4d die Totaldruckverhältnisse an mehreren Schnitten für die vier Konfigurationen mit Triebwerken dargestellt. Wie zuvor bei dem Vergleich zwischen *Clean* und *Baseline* sind auch hier die Totaldruckverhältnisse (Totaldruck an einem Punkt in der Lösung bezogen auf die freie Anströmung) mit einem Wert von  $p_t/p_{t,\infty} = 1$  ausgeblendet, um lediglich den Totaldrucküberschuss und das -defizit darzustellen. Für die betrachteten Konfigurationen ist erkennbar, dass mit tiefer eingelassenen Triebwerken das Rumpfheck weiter verjüngt wird. Dieser Fakt führt dazu, dass für die Konfiguration *EG15* ein relativ breites Heck entsteht, vgl. Abb. 5.4a. Prinzipiell verläuft die Strömung im Nachlauf der vier Konfigurationen ähnlich zueinander. Der erhöhte Totaldruck aus dem Triebwerksstrahl füllt die Nachlaufdele aus dem Rumpfnachlauf auf. In den Konturplots ist dabei die Fläche zwischen den Triebwerksstrahlen ein Indiz für den Rumpfnachlauf. Je kleiner diese Fläche ist, desto stärker wurde der Rumpfnachlauf durch den Triebwerksstrahl aufgefüllt. Es ist folgender Trend zu beobachten: je tiefer das Triebwerk in den Rumpf eingelassen wurde, desto stärker ist die Vermischung von Rumpfnachlauf und Triebwerksstrahl. Dies zeigt vor Allem der Vergleich zwischen den Konfigurationen *EG15* (Abb. 5.4a) und *EG55* (Abb. 5.4d). Während für die Konfiguration mit 15% Einbettungsgrad der Rumpfnachlauf in Form eines Totaldruckdefizites klar erkennbar ist, ist für die Konfiguration mit 55% Einbettungsgrad der Rumpfnachlauf nur noch schwach ausgeprägt. Aus den Konturplots der Geschwindigkeitsverteilungen an der Auswertungsebene für die Konfigurationen (s. Abb. 5.1a, 5.2a und 5.3a) lässt sich im Rumpfnachlauf ein Gebiet geringerer Geschwindigkeit feststellen, welches relativ vom Rumpfheck nach oben abgelenkt ist. Dieses Phänomen ist auch in den Totaldruckkonturen erkennbar. In Anbetracht des Verhaltens für eingebettete Triebwerke ist der bereits oben genannte Trend bestätigt: je tiefer das Triebwerk eingelassen ist, desto kleiner wird das Gebiet mit geringerem Totaldruck im Rumpfnachlauf. Für die Konfigurationen *EG15* (s. Abb. 5.4a) und *Baseline* (s. Abb. 5.4b) sind am letzten Schnitt zwei solcher Bereiche geringeren Totaldrucks durch den Rumpfnachlauf entstanden. Ab dem nächsten Einbettungsgrad bei der Konfiguration *EG45* (s. Abb. 5.4c) ist der obere dieser zwei Bereiche stark verringert worden und bei der Konfiguration *EG55* (s. Abb. 5.4d) bereits vollkommen aufgelöst. Dieses Phänomen lässt sich dadurch erklären, dass zum Einen die Triebwerke mit höherem Einbettungsgrad näher zusammenrücken und zum Anderen das Rumpfheck verjüngt wird. Aufgrund dieser beiden geometrischen Gegebenheiten kann sich für die geringeren Einbettungsgrade ein Rumpfnachlauf entwickeln, welcher mit größer werdendem Abstand vom Rumpfheck durch den Triebwerksstrahl teilweise aufgefüllt wird. Für die tieferen Einbettungsgrade wird der Effekt des Triebwerksstrahles auf einen insgesamt kleineren Rumpfnachlauf angewandt, wodurch sich kein starker Nachlauf ausbilden kann.

Als Fazit der Totaldruckverläufe kann darauf geschlossen werden, dass ein tiefer eingelassenes Triebwerk mithilfe des Triebwerksstrahls den Totaldruckverlust durch den Rumpfnachlauf schneller ausgleichen kann. Dies ist in den Konturen des Nachlaufs für die einzelnen Konfigurationen (s. Abb. 5.4a bis 5.4d) erkennbar, da die Bereiche des niedrigeren Totaldrucks mit zunehmendem Einbettungsgrad kleiner werden. Für tiefer eingelassene Triebwerke ist die Wechselwirkung zwischen den abgehenden Wirbeln am Rumpfheck und dem Triebwerksstrahl, vgl. Kap. 4.1, stärker. Dies zeigt sich an den Gebieten nahe des Rumpfhecks größeren Totaldrucks, welche vom Triebwerksstrahl bis zur Symmetrieebene verlaufen. Zur Darstellung dieses Phänomens sei auf die Abbildungen C.2a bis C.2d im Anhang C verwiesen. Hierin sind für alle vier betrachteten Konfigurationen die Totaldruckkonturen nahe des Rumpfhecks dargestellt. Je tiefer das Triebwerk in den Rumpf eingelassen wurde, desto stärker ist die Interaktion der abgehenden Wirbel und dem Rumpfnachlauf.

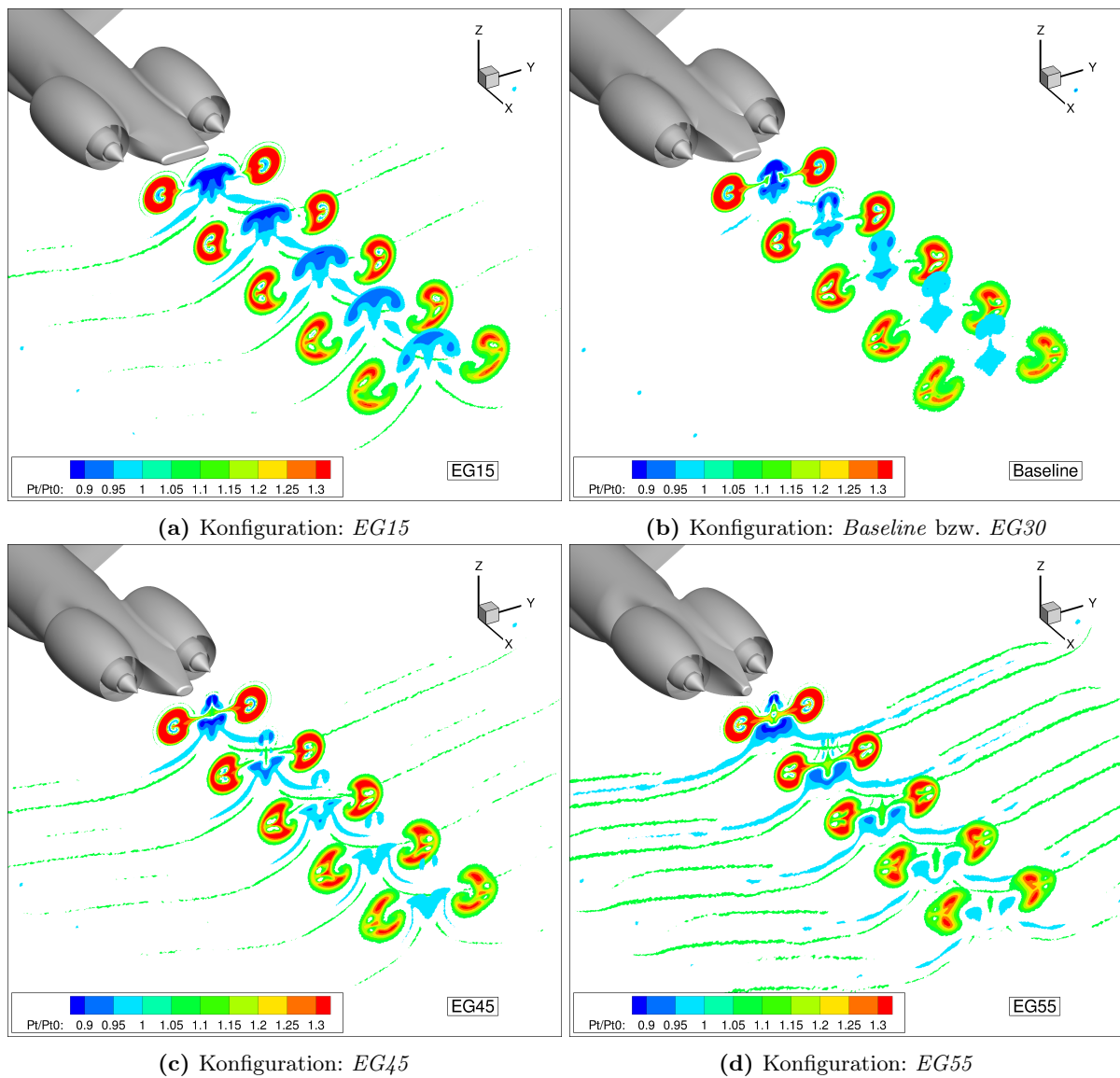
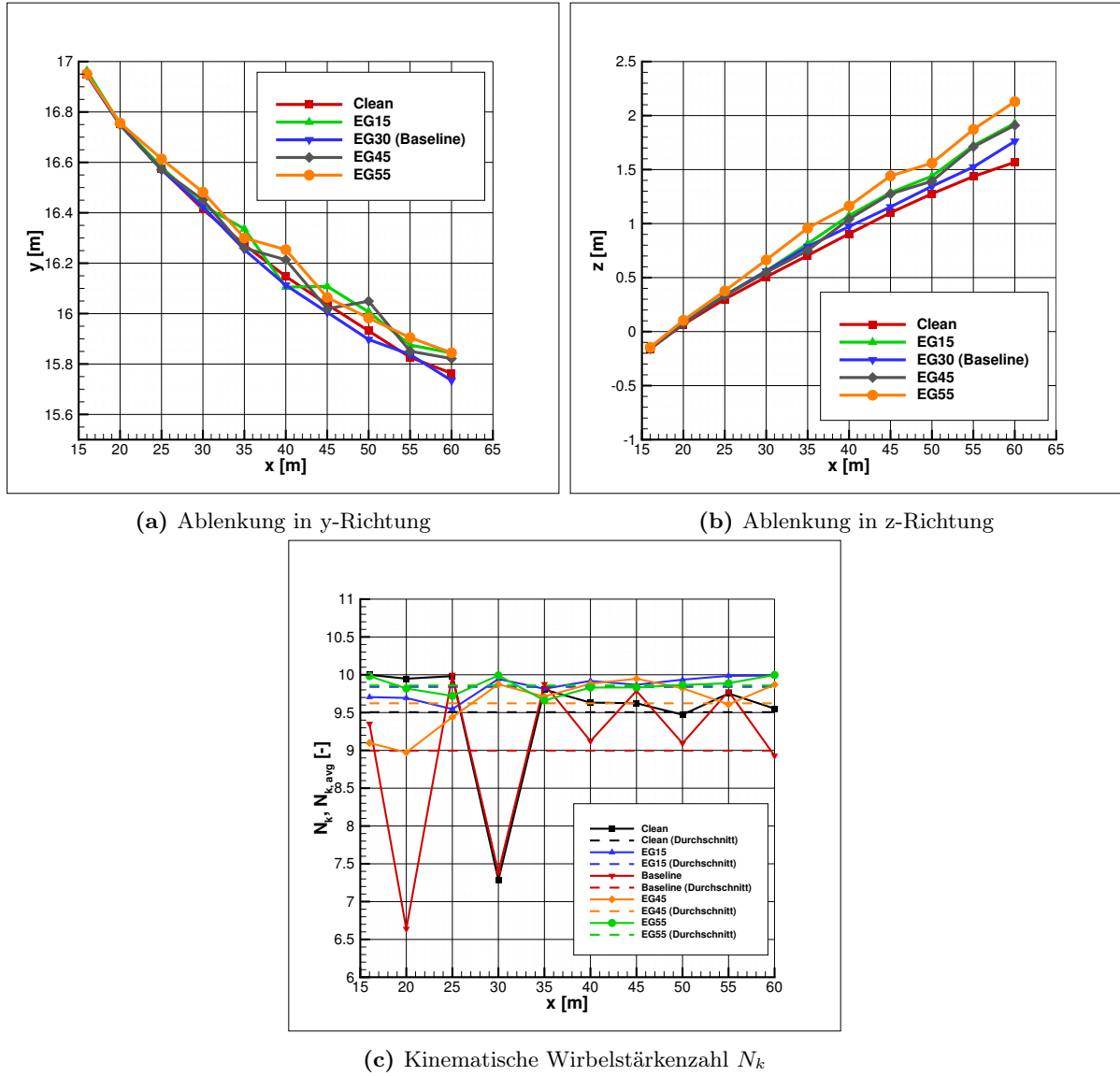


Abbildung 5.4: Verlauf des Totaldruckverhältnisses im Nachlauf

## 5.2 Wirbelschleppencharakteristika

In Bezug auf die Wirbelschleppencharakteristika wird eine ähnliche Betrachtung wie in Kap. 4 durchgeführt. Zusätzlich zu der Ablenkung der Wirbelschleppen wird der Verlauf der maximalen kinematischen Wirbelstärkenzahl  $N_{k,max}$  hinter dem Flügel dargestellt. Zunächst lässt sich die in Kap. 4 getroffene Aussage, dass der Einbettungsgrad die Wirbelschleppen in ihrer Ausrichtung nicht signifikant beeinflusst, bestätigen. In den Abbildungen 5.5a bzw. 5.5b sind die Ablenkungen in y- bzw. z-Richtung dargestellt. Den Abbildungen ist zu entnehmen, dass anhand der vorhandenen Daten kein eindeutiger Trend eines Einflusses der Eingrabungstiefe auf die Wirbelschleppen erkennbar ist. Die Ablenkung in Querrichtung ist verglichen mit den verbleibenden Abmessungen klein. Die Unterschiede resultieren aus den unterschiedlichen Netzauflösungen. An dieser Stelle sei angemerkt, dass lediglich ein kleiner Teil um das Flugzeug, nämlich der Bereich bis etwa eine halbe Rumpflänge hinter dem Rumpfheck, untersucht wurde. Inwiefern die Wirbelschleppen für mehrere Flugzeuglängen hinter dem Flugzeug, auseinander gehen, wird in der vorliegenden Arbeit mittels der RANS-Rechnungen nicht behandelt und bietet die Grundlage für weitere Forschung auf diesem Gebiet.

Für die kinematische Wirbelstärkenzahl lässt sich zum Einen ein Vergleich des Netzaadaptionsverfahrens mit der konventionellen Netzerstellung mit *CENTAUR* ziehen und zum Anderen der Einfluss des Einbettungsgrad auf die Wirbelstärke charakterisieren. In Abb. 5.5c ist der Verlauf der maximalen kinematischen Wirbelstärkenzahl  $N_k$  entlang der Flugzeuglängsachse in durchgezogenen Linien, sowie der Mittelwert  $N_{k,avg}$  mit gestrichelten Linien aufgezeigt. Ähnlich wie für die Ablenkungen wird auch hier alle fünf Meter hinter der Flügelspitze ein Kontrollpunkt gesetzt und der maximale Wert für  $N_k$  dort abgelesen. Diese Werte sind die in der Abbildung dargestellten Werte der kinematischen Wirbelstärkenzahl. Es ist der Abbildung zu entnehmen, dass die Parameter für die Konfigurationen *Clean* und *Baseline* stark variieren. Die Variation für *Baseline* ist dabei besonders im nahen Bereich hinter dem Flügel ( $x = 17\text{m} \dots 25\text{m}$ ) erkennbar. Grund für die Fluktuationen ist das Adaptionsverfahren. Für den letzten Schritt der Adaption, s. Kap. 3.2, wurde erneut nach nachlaufspezifischen Parametern mit dem Verfahren **Refinement type: both** adaptiert, sodass vorher für  $N_k$  optimierte Zellen zugunsten der Nachlaufauflösung vergrößert wurden. Für die verbleibenden drei Konfigurationen hingegen lässt sich beobachten, dass die maximalen Werte nicht besonders stark variieren. Auch hier ist die Netzauflösung ausschlaggebend für die Unterschiede. Die Mittelwerte der kinematischen Wirbelstärkenzahlen aller Konfigurationen liegen in derselben Größenordnung, sodass auch hier nicht von einem Einfluss der Eingrabungstiefe gesprochen werden kann. Werden insbesondere die Ausreißer von *Baseline* und *Clean* aus der Wertung genommen, nähern sich die Mittelwerte weiter aneinander an.



**Abbildung 5.5:** Ablenkung in y- und z-Richtung und Verlauf der kinematischen Wirbelstärkenzahl  $N_k$  im Flügelnachlauf für die betrachteten Konfigurationen

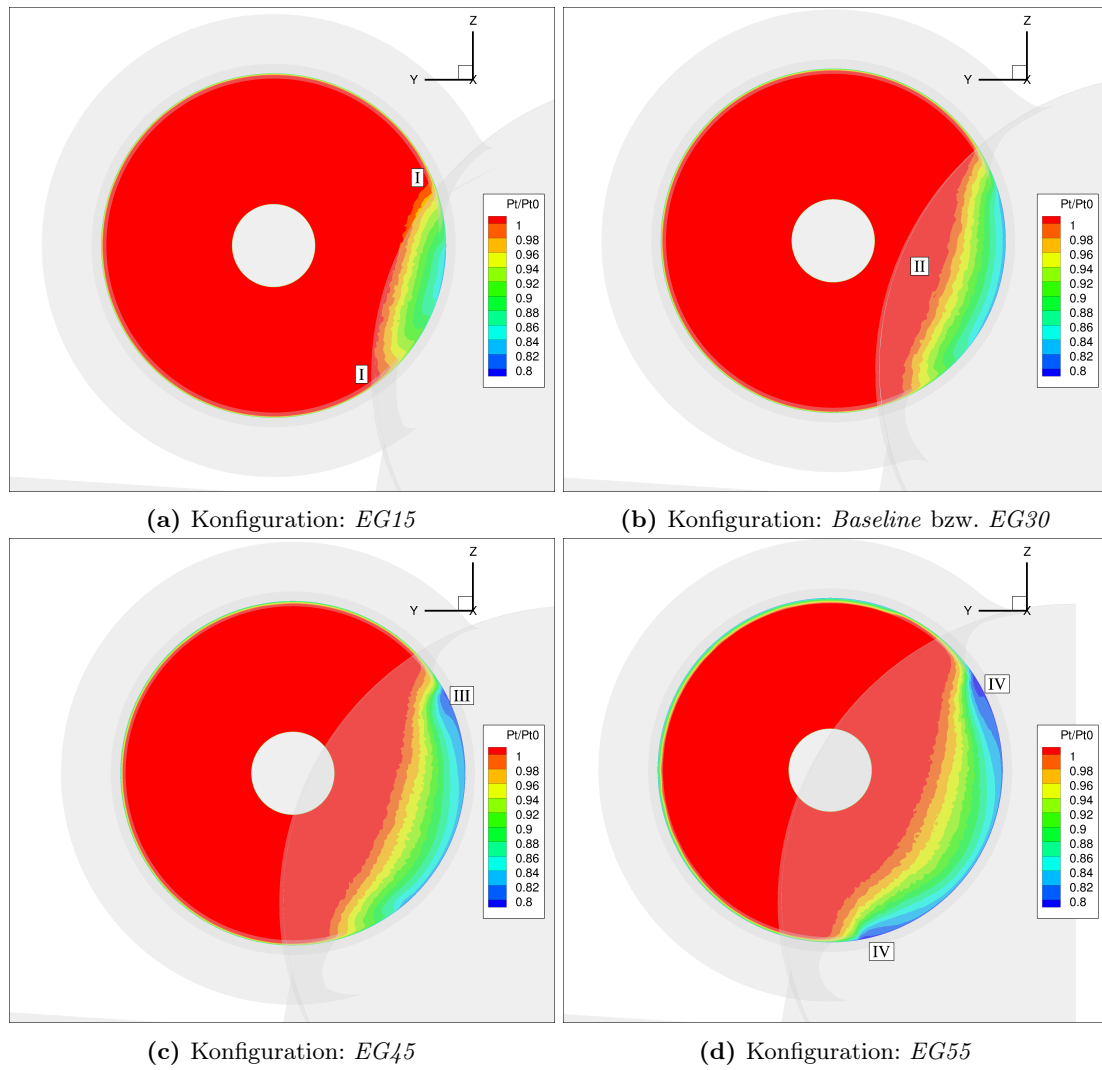
### 5.3 Triebwerkseinlass

Dem Prinzip der Grenzschichteinsaugung geschuldet ist bei den Triebwerken eine nicht einheitliche Strömung ins Triebwerk zu erwarten, vgl. Kap. 2. An dieser Stelle soll dieses Phänomen aufgezeigt werden, indem für die vorliegenden vier Konfigurationen mit Triebwerk der Totaldruckverlauf, welcher ein Indiz für die Gleichförmigkeit der Anströmung ist, an der Eintrittsebene ins Triebwerk dargestellt wird. Die Abbildungen 5.6a bis 5.6d zeigen die Totaldruckverhältnisse am Eintritt ins Triebwerk. Das Totaldruckverhältnis an dieser Stelle ist der Wert des Totaldrucks am Punkt in der Lösung in Bezug auf den Totaldruck der freien Anströmung.

Für alle Triebwerkseinläufe ist ein Totaldruckverlust an den Stellen zu erkennen, an denen die Rumpfgrenzschicht ins Triebwerk hineinströmt. Die dargestellten Totaldruckfelder entstehen aufgrund der dreidimensionalen Grenzschicht des Rumpfes, dessen Verhalten sich nach [3] von einer ebenen Platte unterscheidet. Die Verteilung des Totaldrucks verläuft dabei geschichtet mit einer Schicht geringeren Totaldrucks nahe der Rumpfgrenzschicht und einem Anwachsen in radialer Richtung. Es ist auffallend, dass das Gebiet geringeren Totaldrucks mit zunehmendem Einbettungsgrad anwächst. Für den geringsten in dieser Arbeit betrachteten Einbettungsgrad von 15%, s. Abb. 5.6a, lässt sich erkennen, dass die gestörte Anströmung durch die Grenzschicht des Rumpfes an der Einschnürung vor dem Triebwerkseinlass geprägt wird. Außerhalb der Rumpfkontur (in der Abbildung mit **I** gekennzeichnet) herrscht wieder eine vergleichsweise ungestörte Anströmung. Für den nächsthöheren Einbettungsgrad, s. Abb. 5.6b, wird deutlich, dass die Anströmung nicht mehr nur durch die Rumpfgrenzschicht vor dem Triebwerk geprägt wird. Durch die Überschneidung der Rumpfkontur mit dem Triebwerkseinlass wird zwar ein größeres Gebiet überdeckt, allerdings wird die Anströmung in Form des Totaldrucks nicht mehr durch die gesamte Kontur geprägt, sodass sich ein Gebiet ungestörter Anströmung innerhalb des Nachlaufs des Rumpfes ausbildet (in der Abb. mit **II** gekennzeichnet). Die Normalisierung des Totaldruckverhältnisses lässt sich auch bei der vorletzten Stufe mit 45% Einbettung, s. Abb. 5.6c, sehen. Ein weiteres Phänomen ist hierbei jedoch das Ausbilden eines Bereichs stark abfallenden Totaldrucks, was in der Abbildung mit **III** gekennzeichnet wird. Für die tiefste betrachtete Eingrabungstiefe, s. Abb. 5.6d, ist dieser Effekt verstärkt, indem sich ein zweites Gebiet geringen Totaldruckverhältnisses ausbildet (in der Abbildung mit **IV** gekennzeichnet). Dies spiegelt die stärker werdende Interferenz der dreidimensionalen Rumpfgrenzschicht mit dem Triebwerkseinlass bei höher werdenden Einbettungsgraden wider. Es wird vermutet, dass für tiefer eingegrabene Triebwerke als in der vorliegenden Arbeit betrachtet diese Felder größer werden und sich ebenso die Gebiete der Interferenzeffekte vergrößern.

Aufgrund der verringerten Eintrittsgeschwindigkeit in das Triebwerk wird weniger Leistung für den Schub benötigt. Da die Bereiche der Rumpfgrenzschicht durch die tiefere Eingrabung vergrößert werden, wird erwartet, dass die benötigte Vortriebsleistung mit steigendem Einbettungsgrad sinkt. Anhand der Kontur ist jedoch deutlich eine Problematik der BLI-Triebwerke erkennbar. Wie bereits in den Grundlagen, s. Kap. 2.2.2, angedeutet, ist die ungleichmäßige Anströmung des Triebwerks für die Lebensdauer der Rotor-Schaufeln schädlich. Es wird daher erwartet, dass für tiefer eingelassene Triebwerke die Lebensdauer der Schaufeln geringer wird, da die Anströmung ungleichförmiger ist.



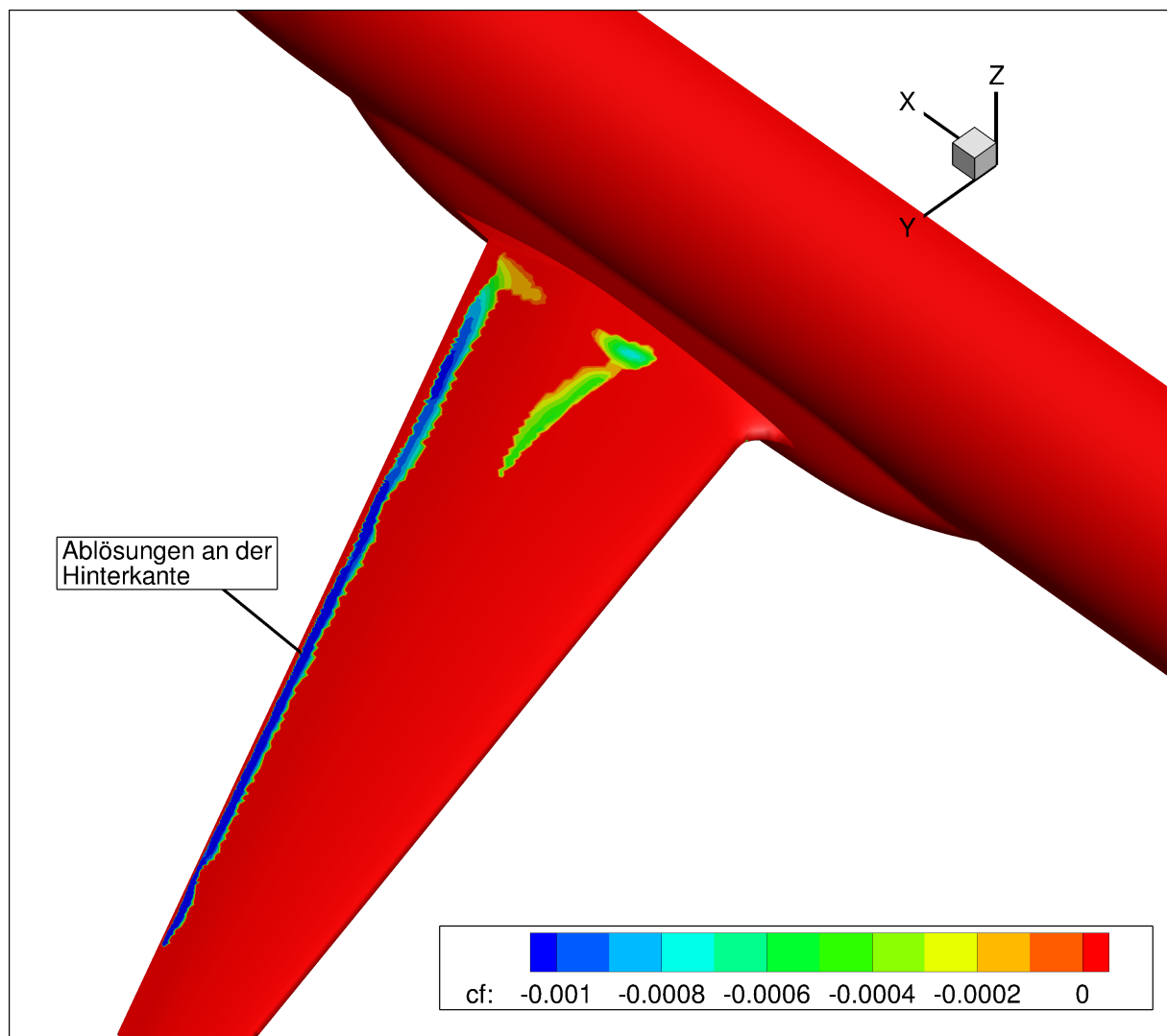


**Abbildung 5.6:** Totaldruckverhältnisse am Triebwerkseinlass für die verschiedenen Eingrabungstiefen

## 5.4 Leistungsbetrachtung

Eine Unterteilung von Schub und Widerstand ist prinzipbedingt bei BLI-Konfigurationen nicht möglich. Die resultierende Kraft in x-Richtung jedoch ist nach [4] und [17] eine wichtige Größe zur Leistungsbetrachtung. In der vorliegenden Arbeit wird für eine erste Abschätzung lediglich die mechanische Leistung nach [4] untersucht und die Methode der Gütezahlen nach [17] angewandt. Daher fallen die thermischen Exergie- und Anergieströme aus der Betrachtung heraus, sodass sich nach den Gleichungen 2.27 und 2.28, sowie 2.18, 2.20 und 2.21 die Ergebnisse in den Tabellen 5.1, 5.2 und 5.3 ergeben. Die angegebenen Größen sind in *power counts pc* angegeben. Die Referenzkonfiguration für die hier durchgeführte Analyse ist die Konfiguration *Baseline* mit einem Einbettungsgrad von  $EG = 30\%$ . Die Spalte  $C_{\dot{A}_v}$  zeigt für alle Konfigurationen einen Wert von 0, da die thermodynamischen Effekte nicht berücksichtigt werden. Aus Tab. 5.1 ist erkennbar, dass eine geringere Eingrabungstiefe als die Referenz einen negativen Exergie-Ersparnis-Koeffizienten mit sich zieht und die Konfiguration *EG15* etwa 0,4% mehr Leistung aufbringen muss als die Referenz. Der Tab. 5.2 kann entnommen werden, dass bei einem tiefer eingelassenen Triebwerk mit einem Einbettungsgrad von  $EG = 45\%$  etwa 0,2% weniger Leistung aufgebracht werden muss. Die Spalte mit dem Koeffizienten der Rate der potentiellen Energie ( $C_{Wh}$ ) zeigt für die beiden bisher betrachteten Konfigurationen eine Abweichung von 0,6 bzw. 0,89pc zur Referenz. Aufgrund der Definition der Rate der potentiellen Energie, s. Gl. 2.8, welche die resultierende Kraft in x-Richtung beinhaltet, kann aufgrund der sonstigen identischen Flugbedingungen angenommen werden, dass auf beide Konfigurationen im Vergleich zur Referenz die annähernd gleiche Kraft wirkt. Anhand der zweiten Spalte lässt sich die wiedergewinnbare Exergie ablesen. Für die geringere Eingrabungstiefe lässt sich erkennen, dass ungenutztes Potential zur Leistungseinsparung vorliegt ( $C_{E_{rec}}(\text{BLI-REF}) > 0$ ) während für die tiefer eingelassenen Triebwerke bereits eine Einsparung erfolgt ist ( $C_{E_{rec}} < 0$ ).

Der Trend der Leistungseinsparung mit tiefer eingegrabenen Triebwerken wird durch die Konfiguration *EG55* mit tiefster Eingrabung in den Rumpf unterbrochen. Zwar ist  $C_{E_{rec}}(\text{BLI-REF}) \ll 0$ , und somit ein massives Potential der Wiedergewinnung von Exergie vorhanden, jedoch unterscheidet sich die Rate der potentiellen Energie stark von der Referenz. Es ist ein Unterschied von knapp 37pc erkennbar, sodass nicht mehr von einer gleichen Kraft auf den Körper gesprochen werden kann. Eine genaue Analyse der Ergebnisse der Oberflächenlösung zeigt, dass hauptsächlich der Flügel dafür verantwortlich ist. Aufgrund des im Vergleich zu den anderen Konfigurationen hohen Anstellwinkels von  $\alpha = 2,36^\circ$  weist der Flügel Ablösungen an der Hinterkante auf. Dies erhöht die Kraft auf die Oberfläche. Der hohe Anstellwinkel ist nötig, um den gewünschten Auftriebsbeiwert von  $C_A = 0,52$  zu erreichen. Das Gebiet der Ablösung ist in Abb. 5.7 dargestellt. Entlang der gesamten Hinterkante ist das Ablösegebiet deutlich erkennbar. Aufgrund dieses Phänomens weist die Differenz Vortriebsexergien einen positiven Wert von  $C_{\dot{E}_{prop}}(\text{BLI-REF}) = 18,60\text{pc}$  auf.



**Abbildung 5.7:** Ablösung an der Flügelhinterkante (Konfiguration *EG55*)

	Konfiguration	$C_{Wh}$	$C_{\dot{E}_{rec}}$	$C_{\dot{A}_v}$	$C_{\dot{E}_{prop}}$	$EW C$	$ERC$	$ESC(\%)$
<b>EG15</b>	REF	301,09	69,70	0	370,79	0,19	-	-
	BLI	301,98	70,35	0	372,33	-	-0,02	<b>-0,41</b>
	BLI-REF	0,89	0,65	0	1,54	-	-	-

**Tabelle 5.1:** Güteparameter für den Vergleich zwischen *Baseline* und *EG15*

	Konfiguration	$C_{Wh}$	$C_{\dot{E}_{rec}}$	$C_{\dot{A}_v}$	$C_{\dot{E}_{prop}}$	$EW C$	$ERC$	$ESC(\%)$
<b>EG45</b>	REF	301,09	69,70	0	370,79	0,19	-	-
	BLI	301,69	68,29	0	369,98	-	0,01	<b>0,22</b>
	BLI-REF	0,6	-1,42	0	-0,82	-	-	-

**Tabelle 5.2:** Güteparameter für den Vergleich zwischen *Baseline* und *EG45*

	Konfiguration	$C_{Wh}$	$C_{\dot{E}_{rec}}$	$C_{\dot{A}_v}$	$C_{\dot{E}_{prop}}$	$EW C$	$ERC$	$ESC(\%)$
<b>EG55</b>	REF	301,09	69,70	0	370,79	0,19	-	-
	BLI	337,90	51,49	0	389,39	-	-0,27	<b>-5,02</b>
	BLI-REF	36,81	-18,21	0	18,60	-	-	-

**Tabelle 5.3:** Güteparameter für den Vergleich zwischen *Baseline* und *EG55*

Wie bereits in Kap. 2.2 besprochen, ist die mechanische Leistung davon abhängig, an welcher Ebene hinter dem Flugzeug ausgewertet wird. In der vorliegenden Arbeit werden die Abscheideraten der axialen und transversalen kinetischen Energie, sowie die Abscheiderate der Druckarbeit betrachtet. Die Summe aus den Anteilen ist die wiedergewinnbare Exergie nach Gl. 2.28, vgl. [17]. In den Abbildungen 5.8a bis 5.8d sind die genannten Terme in rot (Quadrat), grün (Dreieck) und blau (Gradient), sowie die Summe in schwarz (Raute) für die betrachteten Konfigurationen mit Triebwerk aufgetragen. Die Exergiekoeffizienten sind dabei in *pc* angegeben. Es ist für alle Konfigurationen ersichtlich, dass der Anteil aus den kinetischen Energien mit zunehmender Entfernung abnimmt. Grund dafür ist nach [4], dass die Strömung weit hinter dem Flugzeug wieder die Anströmgeschwindigkeit erhält und sich darin die Vermischung widerspiegelt. Die Druckarbeit hingegen nimmt mit zunehmender Entfernung zu. Grund dafür ist nach [4], dass die Druckarbeit der kinetischen Energie entgegenwirkt. Besonders hervorzuheben ist der Verlauf für die Konfiguration *EG55*. Hierfür fällt die Summe der drei Exergieanteile im Vergleich zu den anderen betrachteten Konfigurationen geringer aus. Grund dafür ist ein geringerer Anteil aus der Abscheiderate der transversalen kinetischen Energie  $\dot{E}_v$ , s. Abb. 5.8d. Die Integrale in den Gleichungen 2.9, 2.10 und 2.11 werden sowohl vor als auch hinter dem Flugzeug ausgewertet und die Differenz bestimmt. Daraus ergeben sich die in den Abbildungen 5.8a bis 5.8d dargestellten Verläufe. Die geringen Differenz für  $\dot{E}_v$  für die Konfiguration *EG55* lassen sich auf einen hohen Wert dieser Strömungsgröße vor dem Flugzeug zurückführen. Ein hoher Wert vor dem Flugzeug bedeutet, dass bereits an dieser Stelle große Quergeschwindigkeiten auftreten, welche vermutlich durch den hohen Anstellwinkel hervorgerufen werden. In Kombination mit der höheren Kraft auf den Körper, s. Spalte  $C_{Wh}$  in Tab. 5.3, welche ebenso durch den Anstellwinkel hervorgerufen wird, ergibt sich die Einbuße der einzusparenden Leistung von knapp 5%. Um die Strömungsverhältnisse in Bezug auf die Querkomponenten der Geschwindigkeit vor dem Flugzeug zu verdeutlichen, sei auf die Abbildungen 5.9a bis 5.9c verwiesen. In den Darstellungen sind je die Konfigurationen *EG15*, *EG45* bzw. *EG55* (links) im Vergleich zur Referenzkonfiguration *Baseline* (rechts) dargestellt. Für *EG15* und *EG45* (s. Abb. 5.9a bzw. 5.9b) unterscheidet sich der Verlauf des Koeffizienten  $C_{\dot{E}_v}$  nicht signifikant von der Referenz. Die Konfiguration *EG55* zeigt jedoch deutliche Unterschiede insbesondere im Bereich oberhalb der Ebene  $z = 0\text{m}$  auf.

Die Werte für  $C_{\dot{E}_v}$  übersteigen hierbei die Werte der Referenz, sodass die Differenz zwischen den Ebenen geringer wird und damit die Größe der Exergieeffizienten für diese Konfiguration im Vergleich zu den verbleibenden Konfigurationen geringere Werte annimmt, vgl. Abb. 5.8d.

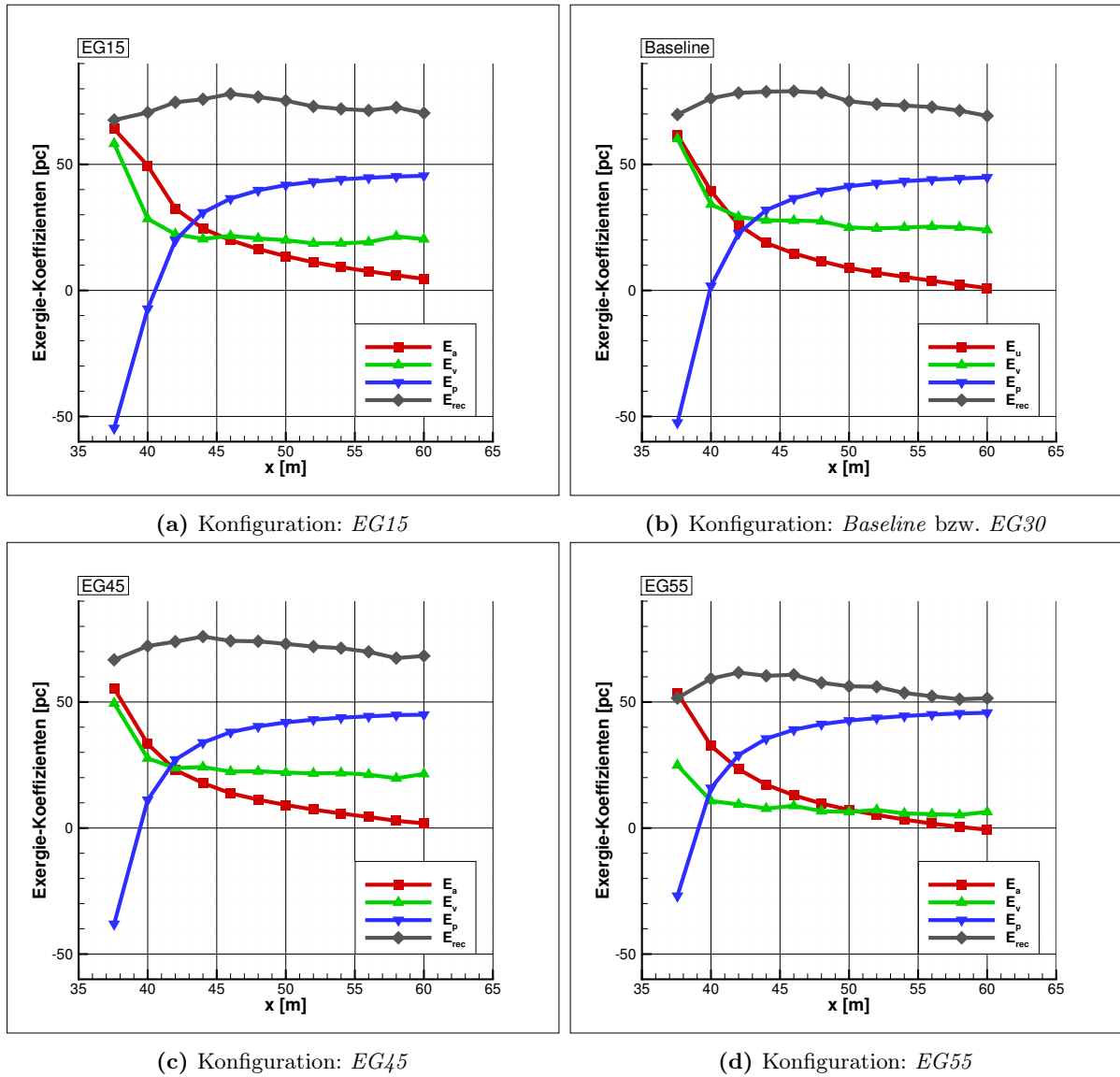
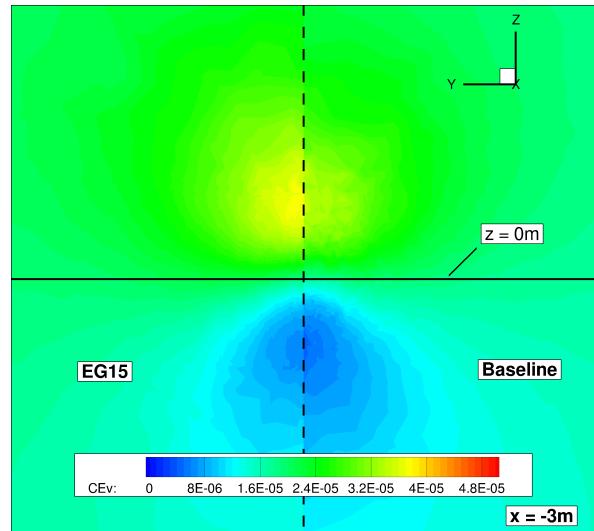
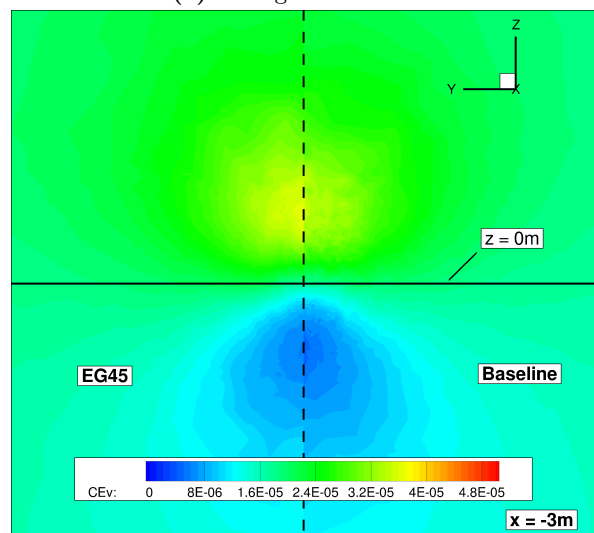
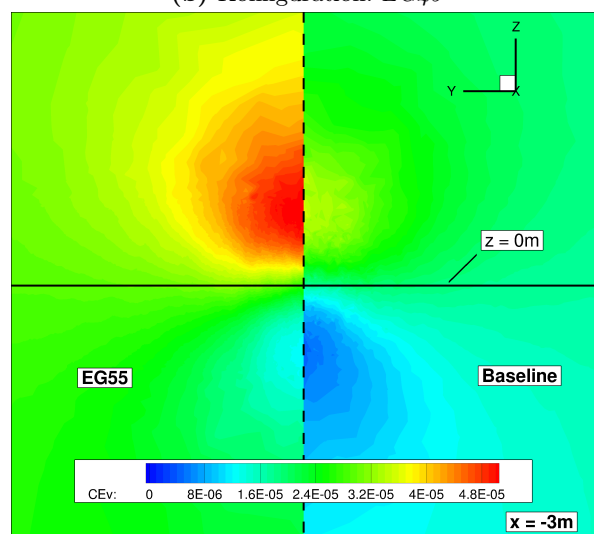


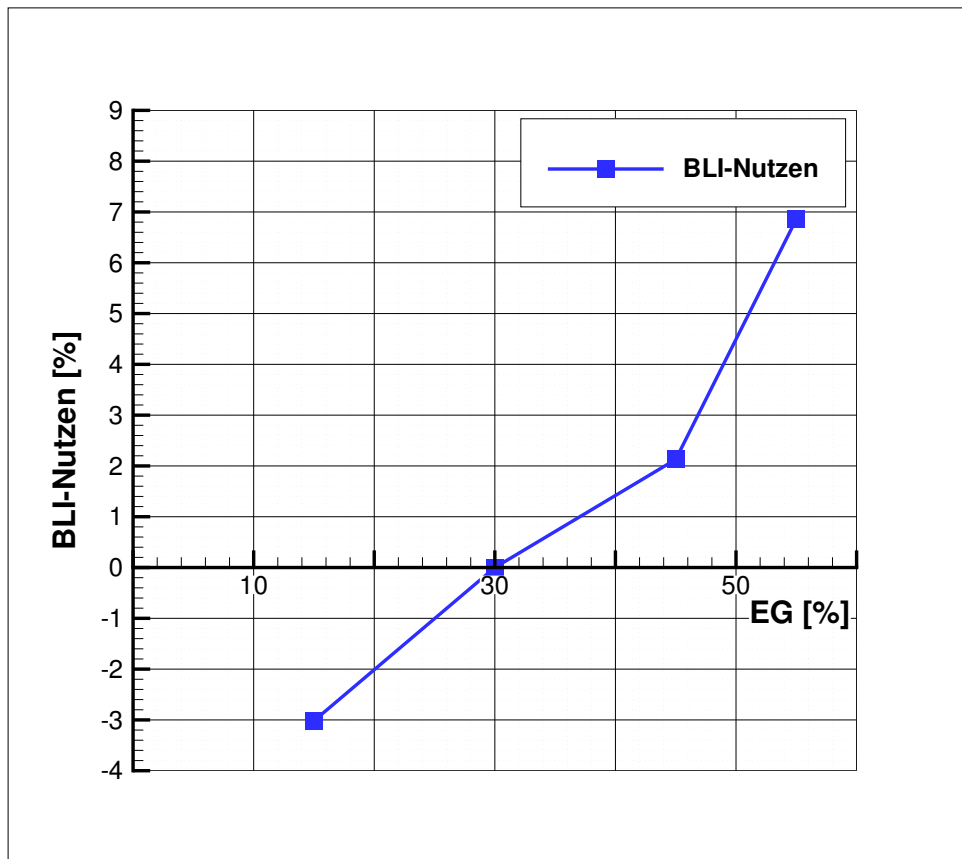
Abbildung 5.8: Exergieeffizienten an mehreren Ebenen hinter dem Flugzeug

(a) Konfiguration: *EG15*(b) Konfiguration: *EG45*(c) Konfiguration: *EG55*Abbildung 5.9: Konturplot für  $C_{Ev}$  der verschiedenen Konfigurationen vor dem Flugzeug

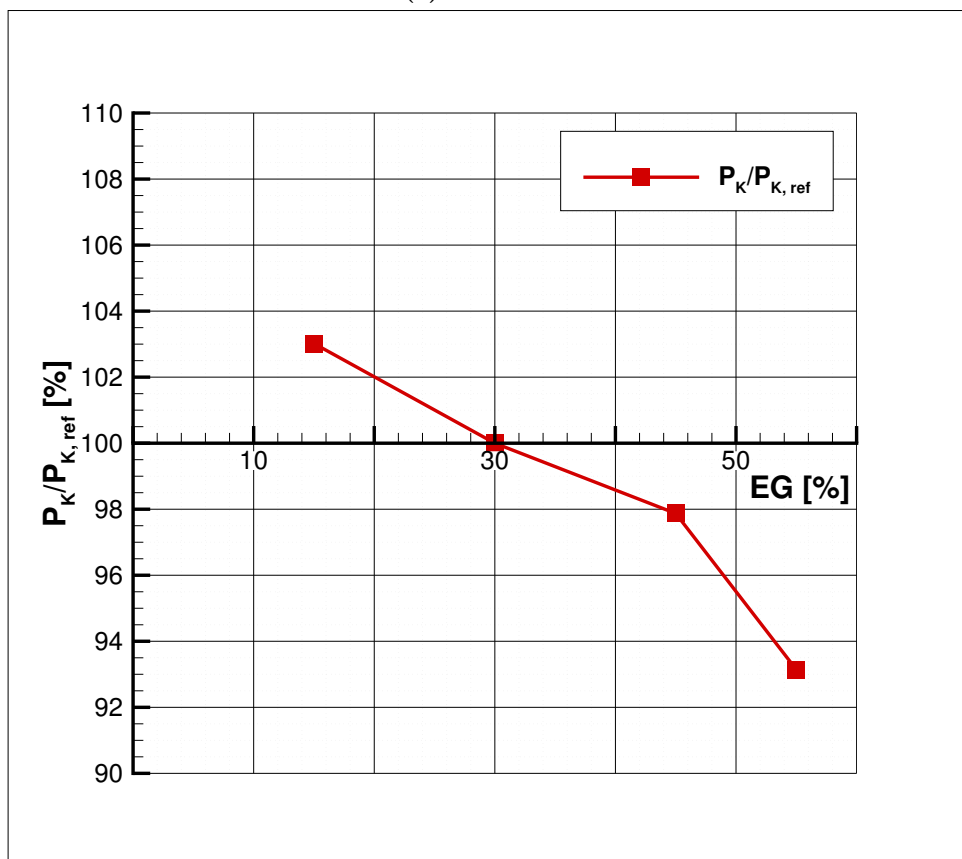
## 5.5 BLI-Nutzen

Die Betrachtung der reinen Netto-Vortriebsleistung bzw. ihrer Ersparnis, vgl. Kap. 2.2.1 soll an dieser Stelle aufgegriffen werden, um eine häufig genutzte Analyse der Leistung, vgl. [10], durchzuführen. Hierbei wird, wie im vorherigen Abschnitt, die Konfiguration *Baseline* mit einem Einbettungsgrad von  $EG = 30\%$  als Referenzkonfiguration genommen. In den Abbildungen 5.10a und 5.10b ist genau dieser Trend beobachtbar. Für den Einbettungsgrad von  $EG = 15\%$  ergibt sich ein negativer Nutzen von  $-3\%$  (s. Abb. 5.10a), bzw. eine benötigte Leistung der Triebwerke von knapp  $103\%$  gegenüber der Referenz (s. Abb. 5.10b). Für die beiden anderen Konfigurationen, welche eine tiefere Eingrabung als die Referenz aufweisen, zeigt sich für die Einbettungsgrade  $EG = 45\%$  bzw.  $EG = 55\%$  ein Nutzen von etwa  $2\%$  bzw.  $7\%$ , was eine benötigte Triebwerksleistung von  $98\%$  bzw.  $93\%$  gegenüber der Referenz darstellt. Da am Triebwerksauslass für alle Konfigurationen dieselben Randbedingungen herrschen, vgl. Kap. 3.3.4, kommen die Differenzen durch den Einlass zustande. Anhand der dort vorliegenden Totaldruckverhältnisse in den Abbildungen 5.6a bis 5.6d und dem Trend des größer werdenden Gebiets kleineren Verhältnisses - und damit einhergehend geringeren Geschwindigkeiten - ist die in Kap. 2.1.1 getroffene Aussage der geringeren Triebwerksleistung durch BLI-Applikation bestätigt.

Der Vergleich zwischen den beiden Methoden aus Kap. 5.4 und 5.5 zur vergleichenden Betrachtung verschiedener BLI-Konfigurationen zeigt deutliche Unterschiede. Die Verwendung der reinen Netto-Vortriebsleistung zeigt zwar die theoretisch größere Einsparung mit tiefer liegenden Triebwerken auf, jedoch werden viskose Effekte am Flügel in dieser Analyse nicht berücksichtigt. Diese eliminieren und überwiegen jedoch die Effekte der Netto-Vortriebsleistung, sodass für die Konfiguration *EG55* ein Leistungseinbruch von etwa  $5\%$  statt einer Leistungersparnis von  $7\%$  vorliegt. Der Einfluss thermodynamischer Effekte wurde in der hier vorliegenden Betrachtung vernachlässigt. Es lässt sich bereits unter rein mechanischer Aspekte zeigen, dass eine detaillierte Betrachtung in Form der Leistungsbilanz Unterschiede zu einer einfacheren Methode in Form des BLI-Nutzen zeigt. Laut [17] aber auch [25] sind thermodynamische Effekte jedoch nicht zweitrangig, sondern sind in der selben Größenordnung wie die mechanischen anzusiedeln. Für eine erste Betrachtung des Problems reicht die mechanische Leistungsbilanz jedoch aus. Einen Vergleich unter Berücksichtigung thermodynamischer Verluste bietet Material für zukünftige Arbeiten auf diesem Gebiet.



(a) BLI-Nutzen



(b) Leistungsverhältnis

Abbildung 5.10: BLI-Nutzen und Leistungsverhältnis für verschiedene Einbettungsgrade (Referenz: *Baseline* bzw. *EG30*)



# Kapitel 6

## Zusammenfassung

Das nachfolgende Kapitel bietet eine Zusammenfassung der in der vorliegenden Arbeit erreichten Ergebnisse. Angefangen bei der Gegenüberstellung von Netzadaption und „konventioneller“ Netzerstellung über die Interaktionen im Nachlauf bis hin zur Leistungsanalyse werden die Ergebnisse gebündelt dargestellt.

### Netzadaption und „konventionelle“ Netzerstellung

In der vorliegenden Arbeit wurden fünf Varianten der *TuLam*-Konfiguration unter Reiseflugbedingungen ( $Ma_\infty = 0,78$ ,  $h = 35000\text{ft} \approx 10,7\text{km}$ ,  $T_\infty = 228.808\text{K}$ ,  $p_\infty = 23842.264\text{Pa}$ ) hinsichtlich des Verhaltens von Wirbelschleppen, Rumpfnachlauf und Triebwerksstrahl numerisch untersucht. Vier der fünf Konfigurationen besitzen unterschiedlich tief in den Rumpf eingelassene, heckmontierte Triebwerke mit Grenzschichteinsaugung mit den Einbettungsgraden 15% (*EG15* genannt), 30% (*EG30* oder *Baseline* genannt), 45% (*EG45* genannt) und 55% (*EG55* genannt). Die fünfte Konfiguration ist eine reine Flügel-Rumpf-Konfiguration ohne Triebwerke (*Clean* genannt) und dient als Vergleich zum Einfluss des Triebwerkes.

Für die Konfigurationen *Baseline* und *Clean* wurde das Netzadaptionsverfahren aus *TAU* mehrmals angewandt, um den in der vorliegenden Arbeit betrachteten Nachlaufbereich bis eine halbe Rumpflänge hinter dem Flugzeug (bei  $x = 60\text{m}$  hinter der Flugzeugnase) gezielt zu verfeinern. Die Adaption verlief dabei abwechselnd nach nachlauf- und wirbelspezifischen Parametern. Es ist qualitativ und quantitativ eine Verfeinerung der Netze mit jedem Adaptionsschritt erkennbar. Es wurde gezeigt, dass das Netzadaptionsverfahren in *TAU* nicht nur qualitativ anhand der Verläufe der Axialgeschwindigkeiten, sondern auch quantitativ anhand des Konvergenzverhaltens des Impulsverlustbeiwertes, für die vorliegende BLI-Konfiguration angewandt wurde und das Netz im Nachlauf fein genug aufgelöst wurde, um die Interaktion von Rumpfnachlauf bzw. Nachlauf der Verschneidung von Flügel und Rumpf und Triebwerksstrahl darzustellen. Die aus der Adaption erhaltenen Ergebnisse wurden in die „konventionelle“ Netzerstellung der verbleibenden drei Konfigurationen (*EG15*, *EG45*, *EG55*) eingearbeitet. Das Netzadaptionsverfahren in *TAU* bietet für neuartige Geometrien, wie der vorliegenden *TuLam*-Konfiguration mit BLI-Triebwerken, eine wertvolle Hilfestellung, um das Netz an relevanten Stellen zu verfeinern. Eine Limitierung, welche mit der Netzadaption einhergeht, ist, dass mit jedem Adaptionsschritt die Anzahl der Knoten vergrößert und somit die Rechenzeit verlängert wurde, welche jedoch qualitativ keine nennenswerten Unterschiede in den Ergebnissen zeigen. Ferner wurden bei der Verwendung von verschiedenen Adaptionparametern, welche abwechselnd für den Nachlauf und die Wirbelschleppen angewandt wurden, zuvor verfeinerte Zellen wieder vergrößert, sodass sich an diesen Stellen

numerische Unsicherheiten ausbreiten konnten. Für zukünftige Anwendungen schlägt der Autor eine Mischform aus Netzadaption und „konventioneller“ Netzerstellung vor. Beispielsweise kann ein initial grobes Netz dreimal adaptiert werden und die Ergebnisse daraus in *CENTAUR* mithilfe von Quellen nachgestellt werden. Dies stellt eine homogene Verteilung der Zellgröße sicher.

## Totaldruckverläufe

Das Prinzip der Grenzschichteinsaugung ist die Re-Energetisierung der Nachlaufdüse durch den Triebwerksstrahl. Dabei ist die Theorie der hier vorliegenden, asymmetrischen Grenzschichteinsaugung, dass mit zunehmendem Einbettungsgrad auch der Effekt des Auffüllens verstärkt wird. Für die hier betrachteten Konfigurationen mit Triebwerk lässt sich dies bestätigen. Die Totaldruckkonturen im Nachlauf der Flugzeuge weisen einen kleineren Bereich des Totaldruckverlusts mit zunehmendem Einbettungsgrad auf. Das Nachlauffeld ist dabei nicht nur durch die Interaktion des Rumpfnachlaufs und dem Triebwerksstrahl, sondern auch durch die Interferenzen von abgehenden Wirbeln mit dem Triebwerksstrahl sowie der Verschneidung von Rumpf und Flügel mit dem Triebwerksstrahl geprägt. Beide Effekte werden aufgrund der räumlichen Nähe mit zunehmendem Einbettungsgrad größer und sorgen für eine Ablenkung des Triebwerksstrahls und somit einer Veränderung des Geschwindigkeits- bzw. Totaldruckverhaltens im Nachlauf.

## Geschwindigkeitsverläufe

Um die Interferenz von Rumpfnachlauf und Triebwerksstrahl weiter zu verdeutlichen, wurden an verschiedenen Schnitten der jeweiligen Konfigurationen, nämlich in der Symmetrieebene, in der Mitte des Triebwerks und entlang des Flügels die Geschwindigkeiten in Strömungsrichtung an der Auswertungsebene von  $x = 60\text{m}$  untersucht. Es ist festzustellen, dass mit zunehmendem Einbettungsgrad entlang der Symmetrieebene ein stärkeres Auffüllen des Rumpfnachlaufs erkennbar ist. Dies zeigt sich dadurch, dass die Differenzen in den Geschwindigkeiten, welche durch den Triebwerksstrahl und den Rumpfnachlauf entstehen, geringer werden. Entlang des Flügels sind für sämtliche Konfigurationen, mit Ausnahme von *EG55*, ähnliche Verläufe festzustellen. Lediglich die Konfiguration *EG55* sticht heraus, da diese im Reiseflug einen größeren Anstellwinkel als die verbleibenden Konfigurationen aufweist und somit eine stärkere Nachlaufdüse entsteht.

## Wirbelschleppencharakteristika

Für alle Konfigurationen ist derselbe Auftriebsbeiwert von  $C_A = 0,52$  mittels einer Target-CL-Rechnung erreicht worden. Demnach tritt für diese Konfigurationen aufgrund desselben Flügels und derselben Anströmungsbedingungen dasselbe Wirbelschleppenverhalten auf. Die Wirbelschleppen werden durch die Eingrabungstiefe im betrachteten Bereich einer halben Rumpflänge hinter dem Rumpfheck nicht nennenswert beeinflusst. Grund dafür ist, dass der initiale Abstand zwischen Triebwerksdüse und Flügelspitze zu groß ist und somit keine signifikante Interferenz zwischen den beiden Komponenten entsteht. Die Ablenkung der Wirbelschleppen ist im Vergleich zu den anderen Abmessungen klein. Ferner sind die Ergebnisse aufgrund der verwendeten Methode zur Ermittlung des Wirbelkerns von der Netzauflösung abhängig. Hierbei zeigen die Ergebnisse der maximalen kinematischen Wirbelstärkennummer für die Konfigurationen, welche der Adaption unterzogen wurden, starke Schwankungen der Werte im Nachlauf. Dies ist auf das Adaptionsverfahren zurückzuführen, welches vorher zur Auflösung des Wirbels verfeinerte Netzen wieder zugunsten der Nachlaufparameter vergrößern kann und so Schwankungen in den

lokalen Zellgrößen einbringt. Im Mittel liegen die berechneten Werte für die fünf Konfigurationen jedoch in einer Größenordnung.

## Kraftanalyse

Der Widerstand in *TAU* wird über eine Integration von Druck- und Scherkräften entlang der Körperoberfläche berechnet. Die resultierende Kraft, welche prinzipbedingt jedoch nicht mehr als *Widerstand* bezeichnet werden kann, wurde für die Konfigurationen *Baseline* und *Clean* mittels einer Impulsbetrachtung an der Auswertungsebene einer halben Rumpflänge hinter dem Rumpfheck berechnet. Diese beiden Größen wurden miteinander verglichen. Für die resultierende Kraft lässt sich sagen, dass insbesondere für die Konfiguration mit Triebwerk der Dichteinfluss im Vergleich zu dem in *TAU* bestimmten Widerstand geringere Kräfte aufweist. Grund dafür ist, dass im Triebwerksstrahl die Dichte abnimmt. Diese Abnahme wird nicht durch die Übergeschwindigkeit des Strahls kompensiert, sodass ein zu geringer Widerstandsbeiwert berechnet wird. Die Ergebnisse zeigen neben einer starken Abhängigkeit der Netzauflösung, des Anstellwinkels und der Dichte vorrangig, dass der konventionell über die Scherspannungen und des Drucks entlang der Oberfläche berechnete Widerstand nicht mit der resultierenden Kraft bei BLI-Applikationen übertragen werden kann. Demzufolge ist eine Leistungsbetrachtung anstelle einer Kraftbetrachtung der Schritt zur Bestimmung der auftretenden Kräfte.

## Eingrabungsstudie

Für die Eingrabungstiefe wurde eine Analyse der mechanischen Leistungen (PBM) durchgeführt. Die Ergebnisse der Leistungsbilanz wurden mittels eines Verfahrens von Gütezahlen aus Exergie-betrachtungen ausgewertet. In der vorliegenden Arbeit wurden thermodynamische Effekte vernachlässigt und lediglich die mechanischen Leistungen beurteilt. Ferner wurde zum Vergleich des Einflusses anderer Verlustquellen eine Untersuchung der reinen Netto-Vortriebsleistung durchgeführt. Der Vergleich zeigt, dass nur unter Betrachtung der Netto-Vortriebsleistung die Einsparung der Leistung größer wird, je tiefer das Triebwerk eingelassen wird, welches sich mit der Theorie deckt. Das Ergebnis dieser Analyse ist eine Leistungersparnis von knapp 7% bei der Konfiguration *EG55* mit dem tiefsten Einbettungsgrad im Vergleich zur Referenzkonfiguration *Baseline*. Jedoch ist aufgrund von Ablösungen am Flügel bei tief eingelassenen Triebwerken, welche aus einem vergrößertem Anstellwinkel der Konfiguration resultieren, die Kraft auf den Körper größer als bei der Referenz. Dies spiegelt sich in einem Leistungseinbruch von knapp 5% zur Referenzkonfiguration bei der Konfiguration *EG55* wider. Bei dieser Konfiguration liegt neben der Ablösung auf dem Flügel auch eine starke Wirbelaktivität vor der Flugzeugkontur vor. Dies zeigt sich in einem insgesamt geringeren Maß zur wiedergewinnbaren Exergie. Die beiden Effekte der Ablösung und Wirbelaktivität lassen sich auf einen großen Anstellwinkel zurückführen, welcher aus der Target-CL-Rechnung resultiert, um für sämtliche Konfigurationen dasselbe Wirbelverhalten zu erhalten. Von den in der vorliegenden Arbeit betrachteten vier Konfigurationen mit Triebwerken zeigt die Konfiguration *EG45* im Vergleich zur Referenz sowohl ein vorteilhaftes Verhalten im Nachlauf unter Betrachtung des Auffüllens der Nachlaufdelle, als auch eine Leistungseinsparung von etwa 0,2% bzw. 2% unter Betrachtung des gesamten Kontrollvolumens bzw. der reinen Netto-Vortriebsleistung. Die Konfiguration *EG15* zeigt unter Betrachtung dieser beiden Leistungsbetrachtungen Einbußen von  $-0,41\%$  bzw.  $-3\%$ .

# Kapitel 7

## Ausblick

Wie in der Einleitung erwähnt, handelt es sich bei der numerischen Berechnung von Konfigurationen mit Grenzschichteinsaugung um ein aktuelles Forschungsthema. Daher kann an vielen Punkten, die in der vorliegenden Arbeit besprochen und untersucht wurden, angesetzt werden, um genauere Ergebnisse zu erzielen.

### Verfeinerung der Geometrie

Zunächst handelt es sich bei der vorliegenden Konfiguration um eine reine Flügel-Rumpf-Geometrie ohne Leitwerke und Hochauftriebssystem. Eine Untersuchung hinsichtlich dieser Geometrien in Hinblick auf die Interaktion mit dem Triebwerkseinlauf kann erfolgen. Unter diesem Gesichtspunkt ist eine feinere Auflösung des Triebwerkseinlaufes ebenfalls notwendig, um das dreidimensionale Grenzschichtverhalten des Rumpfes besser abbilden zu können. Des Weiteren kann eine Windkanaluntersuchung durchgeführt werden, welche experimentelle Daten zur Validierung der in der vorliegenden Arbeit erzielten numerischen Ergebnisse liefert. Nicht nur eine experimentelle, sondern auch eine numerische Verfeinerungsstudie der Netze, insbesondere für die Konfigurationen ohne Netzadaption (Konfigurationen *EG15*, *EG45* und *EG55*) kann durchgeführt werden. Ferner kann untersucht werden, ob und welchen Unterschied eine strukturierte Netzgeometrie mit sich bringt.

### Erweiterung der Leistungsbetrachtung

In der vorliegenden Arbeit wurden lediglich mechanische Leistungen zur Auswertung der BLI-Konfigurationen nach [4] betrachtet. In [17] und [25] wird jedoch ersichtlich, dass die thermodynamischen Effekte ebenfalls einen Einfluss auf das Ergebnis haben. Daher besteht insbesondere hier Potential zur Verbesserung in Bezug auf die erzielten Ergebnisse. Ferner ist die Wahl des Kontrollvolumens zur Leistungsbetrachtung, wie sie in [4] oder [17] angewendet wird ein interessantes Thema, da einige Terme davon abhängen, an welcher Ebene hinter dem Flugzeug ausgewertet wird. Eine Möglichkeit der Weiterentwicklung in diesem Bereich wäre beispielsweise eine automatisierte Analyse des Kontrollvolumens mit einem Grenzwert der jeweiligen Größen, z.B. dem Residuum der Leistungsanteile. Anhand der Ergebnisse aus dieser Studie kann das Kontrollvolumen so gewählt werden, dass die Auflösung der feinen Netzzellen so fein wie nötig und so grob wie möglich ist. Die mechanische Analyse zeigt, dass aufgrund von Ablösungen an der Flügelhinterkante bei der Konfiguration *EG55* eine sehr viel höhere Kraft auf den

Körper wirkt, wodurch eine Leistungseinbuße der ebenfalls vorhandenen Widerstandseinsparung entgegen wirkt. Der Autor empfiehlt, für die Konfigurationen eine feinere Netzgeometrie für die Oberflächen-, Grenzschicht- und Volumenzellen vorzugeben, um genauere Ergebnisse hinsichtlich der Leistungsbetrachtung zu erhalten. Es lässt sich nicht ausschließen, dass numerische Fehler, insbesondere in die Berechnung der Konfiguration *EG55* eingeflossen sind, welche das Ergebnis verfälschen. Diese Vermutung muss jedoch durch Windkanaluntersuchungen und/oder höherwertige numerische Berechnungen verifiziert oder falsifiziert werden. Eine Implementierung in *TAU* zur präzisen Berechnung der volumenbasierten resultierenden Kraft in x-Richtung anstelle einer oberflächenbasierten Integration von Druck und Scherspannungen bietet die Grundlage für eine Weiterentwicklung des *TAU*-Codes für BLI-Applikationen.

## Verhalten im Nachlaufgebiet mehrerer Flugzeuglängen hinter dem Rumpf

Mittels Berechnungsmethoden für die *numerische Wettervorhersage (NWV)* kann aus den im Nahfeld berechneten Werten eine Prognose für den Zerfall und die Lebensdauer der Wirbel bestimmt werden. Die RANS-Simulation reicht für diesen stark instationären Mechanismus nicht aus. Da nach [16] die Nachlaufschleppen und dazugehörige Turbulenzen die Kapazität bzw. Staffelung an Passagierflughäfen begrenzen, kann eine etwaige Abschwächung der Wirbelschleppen im Fernfeld die Staffelung erhöhen und somit Fluggesellschaften und Flughäfen profitieren lassen. Dieser Schritt kann z.B. am DLR-Institut für Physik der Atmosphäre in Oberpfaffenhofen durchgeführt werden. Da in der vorliegenden Arbeit lediglich der Reiseflug in einem kleinen Bereich um das Flugzeug simuliert wurde, in welchem idealerweise keine instationären Effekte auftreten, kann in weiteren Schritten z.B. mittels uRANS (instationäre RANS. engl.: *unsteady RANS*) der Landeanflug simuliert werden. Der für die Entwicklung von Wirbelschleppen kritische Teil, nämlich die Landung bzw. der Landeanflug wurde in der vorliegenden Arbeit nicht untersucht.

## Modellierung des Triebwerkseinlaufs

Zum Thema Triebwerk kann für nachfolgende Arbeiten ein „reales“ Triebwerk modelliert werden, welches sich sowohl in einer für den jeweiligen Einbettungsgrad optimierten aerodynamischen Form der Nacelle zeigt, als auch die Fan-Stufe mit einer *Actuator Disk* oder Schaufelgeometrien. Für letzteres ist eine Parameterstudie mit der etwaigen Fragestellung „Wie verändert sich die Profilform der ersten Stufe mit dem Einbettungsgrad?“ vorstellbar. Außerdem ist der Einsatz höherwertiger Triebwerksmodellierungen wie etwa dem *Parallel Compressor Model (PCM)* aus [21] denkbar.

# Literaturverzeichnis

- [1] A. P. Plas, M. A. Sargeant, V. Madani, D. Crichton, E. M. Greitzer, T. P. Hynes, and C. A. Hall. Performance of a Boundary Layer Ingestion (BLI) Propulsion System. AIAA Meeting Papers, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007. Massachusetts Institute of Technology; University of Cambridge, AIAA Aerospace Research Central, zum Download verfügbar unter <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2007-450> (zuletzt eingesehen am 9.1.2019).
- [2] A. Uranga, M. Drela, and E. Greitzer. Power Balance Assessment of BLI Benefits for Civil Aircraft, 5. Januar 2015. MIT, Aurora, Pratt & Whitney, aufrufbar unter [http://uranga.usc.edu/presentations/Uranga2015\\_AIAA-SciTech\\_BLI\\_presentation.pdf](http://uranga.usc.edu/presentations/Uranga2015_AIAA-SciTech_BLI_presentation.pdf), zuletzt eingesehen am 4.3.2019.
- [3] M. M. L. Diouf, T. Lengyel-Kampmann, and R. Schnell. Interaction of an Aircraft Fuselage Boundary Layer with a Contra-Rotating Turbofan. Technical report, Institut für Antriebstechnik (DLR), 2018. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2018.
- [4] M. Drela. Power Balance in Aerodynamic Flows. AIAA Journal, 47:1761–1771, Juli 2009. aufrufbar unter [arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.42409](http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.42409), zuletzt eingesehen am 1.11.2018.
- [5] R. Paoli, F. Laporte, B. Cuenot, and T. Poinot. Dynamics and mixing in jet/vortex interactions. Physics of Fluids, 15(7):1843–1860, 2003.
- [6] T. Alrutz and M. Orlt, editors. Parallel Dynamic Grid Refinement for Industrial Applications. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, TU Delft, European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CFD 2006, 2006.
- [7] G. F. Wislicenus. Hydrodynamics and Propulsion of Submerged Bodies. Journal of the American Rocket Society, 30(12), 1960. zum Download verfügbar unter <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/8.5351> (zuletzt eingesehen am 17.12.2018).
- [8] W. S. Gearhart and R. E. Henderson. Selection of a Propulsor for a Submersible System. Journal of Aircraft, 3(1), 1966. zum Download verfügbar unter <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/3.59270> (zuletzt eingesehen am 17.12.2018).
- [9] A.M.O. Smith and H.E. Roberts. The Jet Airplane Utilizing Boundary Layer Air for Propulsion. Journal of the Aeronautical Sciences, 2, 1947. Douglas Aircraft Company, Inc., AIAA Aerospace Research Central, zum Download verfügbar unter <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/8.1273?journalCode=jans> (zuletzt eingesehen am 6.12.2018).
- [10] A. Uranga, M. Drela, E. M. Greitzer, N. A. Titchener, M. K. Lieu, N. M. Siu, Huang A. C., G. M. Gatlin, and J. A. Hannon, editors. Preliminary Experimental Assessment of the Boundary Layer Ingestion Benefit for the D8 Aircraft, volume 52nd Aerospace Sciences

- Meeting. AIAA SciTech, 13-17 Januar 2014. aufrufbar unter <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2014-0906>.
- [11] S. A. Pandya, A. Huang, A. Espitia, and A. Uranga, editors. Computational Assessment of the Boundary Layer Ingesting Nacelle Design of the D8 Aircraft, volume 52nd Aerospace Sciences Meeting. AIAA SciTech, 13-17 Januar 2014. aufrufbar unter <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2014-0907>.
- [12] W.A. Hageraats. Fluid Dynamic Simulations of Vortex-Jet Interaction. Master of science thesis, Delft University of Technology, April 2006.
- [13] P. Margaris, D. Marles, and I. Gursul. Experiments on jet/vortex interaction. Exp Fluids, 44, 2008. Springer Verlag.
- [14] A. Seitz, A. Hübner, and K. Risse. The DLR TuLam Project - Design of a Short and Medium Range Transport Aircraft with Forward Swept NLF Wing. DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology (unveröffentlichte Quelle, zur Verfügung gestellt von Herrn A. Seitz), 2018.
- [15] D. Keller. High-Lift Design for a Forward Swept Natural Laminar Flow Wing. Konferenzvortrag, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 5.-7. September 2017, München.
- [16] T. Gerz, F. Holzäpfel, and D. Darracq. Commercial aircraft wake vortices. Progress in Aerospace Sciences, 38, 2002. Institut für Physik der Atmosphäre (DLR), Centre Européen de Recherche et Formation Avancée en Calcul Scientifique (CERFACS).
- [17] A. Arntz, O. Atinault, D. Destarac, and A. Merlen, editors. Exergy-based Aircraft Aeropropulsive Performance Assessment: CFD Application to Boundary Layer Ingestion, volume 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA AVIATION Forum. ONERA - The French Aerospace Lab, Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD7), 2014. aufrufbar unter <https://hal-onera.archives-ouvertes.fr/hal-01068957/document>, zuletzt eingesehen am 29.01.2019.
- [18] CentaurSoft. Online CENTAUR Manual, version 13.0 edition, 2018. Aufrufbar unter <https://www.centaursoft.com/centaur-manual> (zuletzt eingesehen am 20.09.2018).
- [19] Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt. TAU-Code User Guide, release 2017.1.0 edition, July 2017.
- [20] Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt. Technical Documentation of the DLR TAU-Code Release 2017.1.0. DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology, 2017.
- [21] N. Budziszewski and J. Friedrichs. Modelling of A Boundary Layer Ingesting Propulsor. MDPI Energies, 11(4)(708), 2018. aufrufbar unter [www.mdpi.com/1996-1073/11/4/708](http://www.mdpi.com/1996-1073/11/4/708).
- [22] M. Drela, editor. Development of the D8 Transport Configuration. MIT, 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 27-30 June 2011. aufrufbar unter <https://pdfs.semanticscholar.org/d8aa/c98a92367d7ba936b06dd0ea3127b149e70c.pdf>.
- [23] S. A. Pandya, editor. External Aerodynamics Simulations for the MIT D8 „Double-Bubble“ Aircraft Design, volume ICCFD7-4304. NASA Ames Research Center, Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD7), 9-13 Juli 2012. aufrufbar unter [www.nasa.gov/assets/pdf/papers/ICCFD7-4304\\_paper.pdf](http://www.nasa.gov/assets/pdf/papers/ICCFD7-4304_paper.pdf), zuletzt eingesehen am 13.11.2018.

- [24] L. Wiart, O. Atinault, B. Paluch, D. Hue, and R. Grenon, editors. Development of NOVA Aircraft Configurations for Large Engine Integration Studies. Onera - The French Aerospace Lab, 33rd AIAA Applied Aerospace Conference, Juni 2015.
- [25] J. S. Gray, C. A. Mader, G. K. W. Kenway, and J. R. R. A. Martins. Approach to Modeling Boundary Layer Ingestion using a Fully Coupled Propulsion-RANS Model. Technical report, NASA Glenn Research Center, University of Michigan, 2017.
- [26] K. Dilger. Werkstofftechnologie i. Vorlesungsskript, Technische Universität Braunschweig, Institut für Füge- und Schweißtechnik, 2013.
- [27] J. Friedrichs. Bauelemente von strahltriebwerken - funktion, betrieb und wartung. Vorlesungsskript, Technische Universität Braunschweig, Institut für Flugantriebe und Strömungsmaschinen, 2014.
- [28] C. E. Brennen. Internet Book on Fluid Dynamics. CalTech, 2006. Online-Buch zum Thema Fluidodynamik, Kapitel zum Download unter <http://brennen.caltech.edu/fluidbook/externalflows/drag/dragNwake.pdf>, zuletzt eingesehen am 22.2.2019.
- [29] University of Toronto. Airfoil Drag By Wake Survey Using LDV, 2015. Unterlagen zu Laboruntersuchungen, zum Download unter [http://aerospace.utoronto.ca/pdf\\_files/closed\\_subsonic.pdf](http://aerospace.utoronto.ca/pdf_files/closed_subsonic.pdf), zuletzt eingesehen am 22.2.2019.
- [30] R. Radespiel. Berechnungsmethoden in der Aerodynamik. Vorlesungsskript, TU Braunschweig, Institut für Strömungsmechanik, 2014.
- [31] J. Jeong and F. Hussain. On the identification of a vortex. *Journal of Fluid Mechanics*, 285, 1995. Department of Mechanical Engineering, University of Houston, Cambridge University Press.
- [32] L. Schielicke, P. N  vir, and U. Ulbrich. Kinematic vorticity number - a tool for estimating vortex sizes and circulations. In Tellus A: Dynamic Meteorology and Oceanography. Taylor and Francis Online, 2016. Institute of Meteorology, Free University Berlin.
- [33] B. Tikoff. The limitations of three-dimensional kinematic vorticity analysis. *Journal of Structural Geology*, 17(2), 1995. Department of Geology and Geophysics, University of Minnesota, Elsevier.
- [34] R. Rudnik. Konfigurationsaerodynamik. Vorlesungsskript, Deutsches Zentrum f  r Luft- und Raumfahrt, Institut f  r Aerodynamik und Str  mungstechnik, 2016.
- [35] R. Biswas and R. C. Strawn. Tetrahedral and hexahedral mesh adaptation for CFD problems. Applied Numerical Mathematics, 26, 1998. NH Elsevier.
- [36] M. Orlt, editor. Tau Adaptation Training. Airbus Bremen, Deutsches Zentrum f  r Luft- und Raumfahrt e.V., 2007. Unterlagen einer Schulung bei *AIRBUS Bremen* f  r das *TAU Adaptation Tool*.
- [37] R. Schwarze. CFD-Modellierung - Grundlagen und Anwendungen bei Str  mungsprozessen. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2013.
- [38] W. M. Chan, R. J. Gomez III, S. E. Rogers, and G. P. Buning, editors. Best Practices in Overset Grid Generation, volume 32nd AIAA Fluid Dynamics Conference. NASA Ames Research Center, NASA Johnson Research Center, NASA Langley Research Center, AIAA, 24-26 Juni 2002. aufrufbar unter [https://nas.nasa.gov/assets/pdf/staff/Rogers\\_S\\_Best\\_Practices\\_in\\_Overset\\_Grid\\_Generation.pdf](https://nas.nasa.gov/assets/pdf/staff/Rogers_S_Best_Practices_in_Overset_Grid_Generation.pdf).



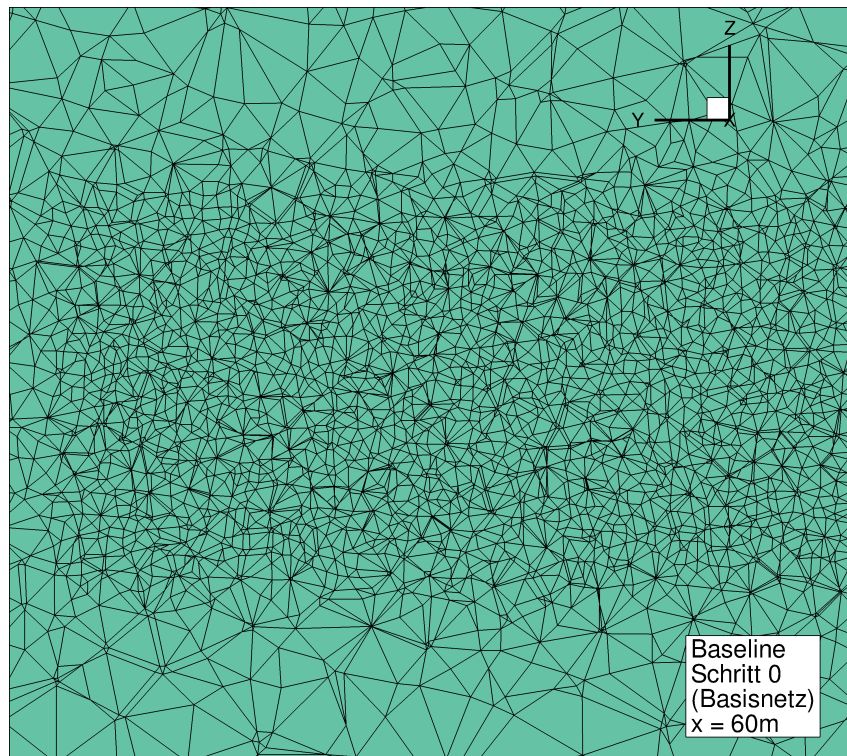
- 
- [39] S. Lecheler. Numerische Strömungsberechnung. Springer Vieweg, 3. edition, 2014.
  - [40] Florian Herbst. Modellierung des Einflusses von Ausblasungen auf die Grenzschichttransition in hochbelasteten Niederdruckturbinen. PhD thesis, Fakultät für Maschinenbau der Gottfried Wilhelm Leibniz Universität Hannover, 2013.
  - [41] P. Scholz and R. Radespiel. Kraftfahrzeugaerodynamik. Vorlesungsskript, TU Braunschweig, Institut für Strömungsmechanik, 2016.



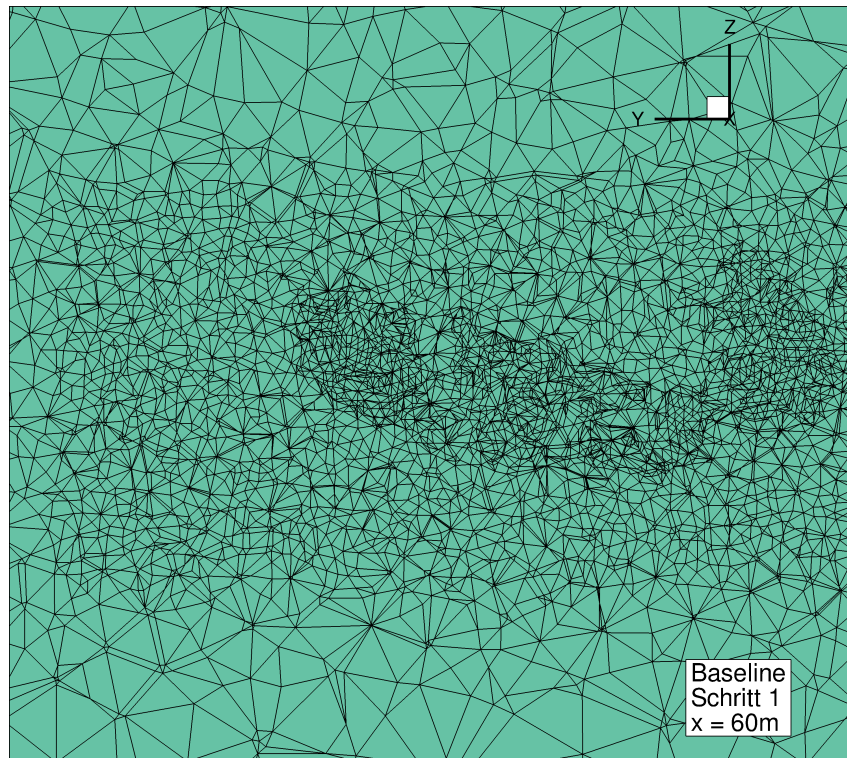
## Anhang A

# Ergebnisse der Netzadaption

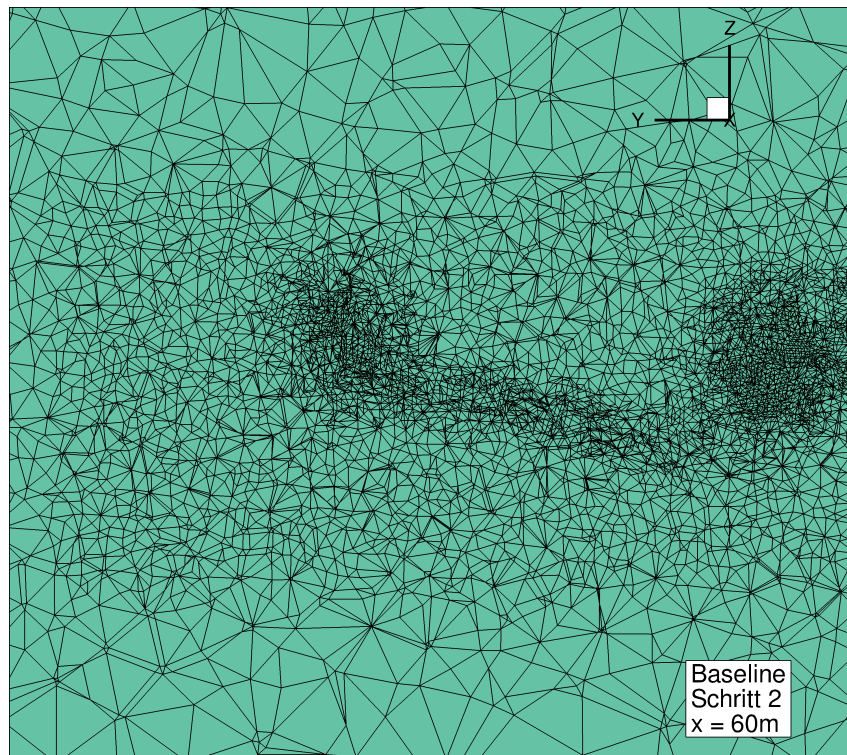
### Konfiguration *Baseline*



**Abbildung A.1:** *Baseline*: Basisnetz (ohne Adaption), Schnitt bei  $x = 60\text{ m}$



**Abbildung A.2:** *Baseline*: 1. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60$  m



**Abbildung A.3:** *Baseline*: 2. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60$  m



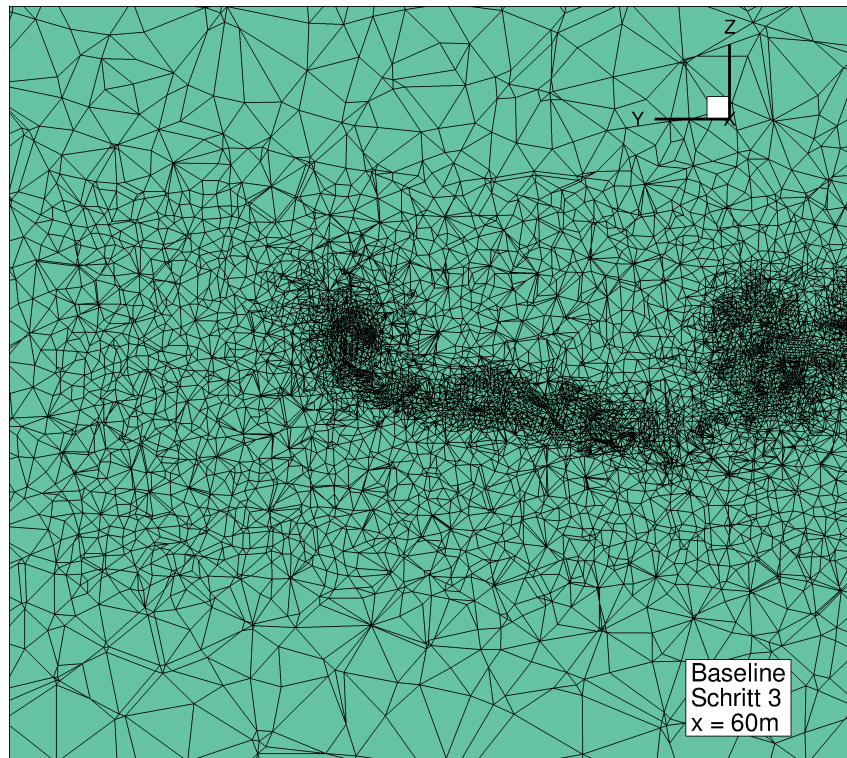


Abbildung A.4: *Baseline*: 3. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60\text{ m}$

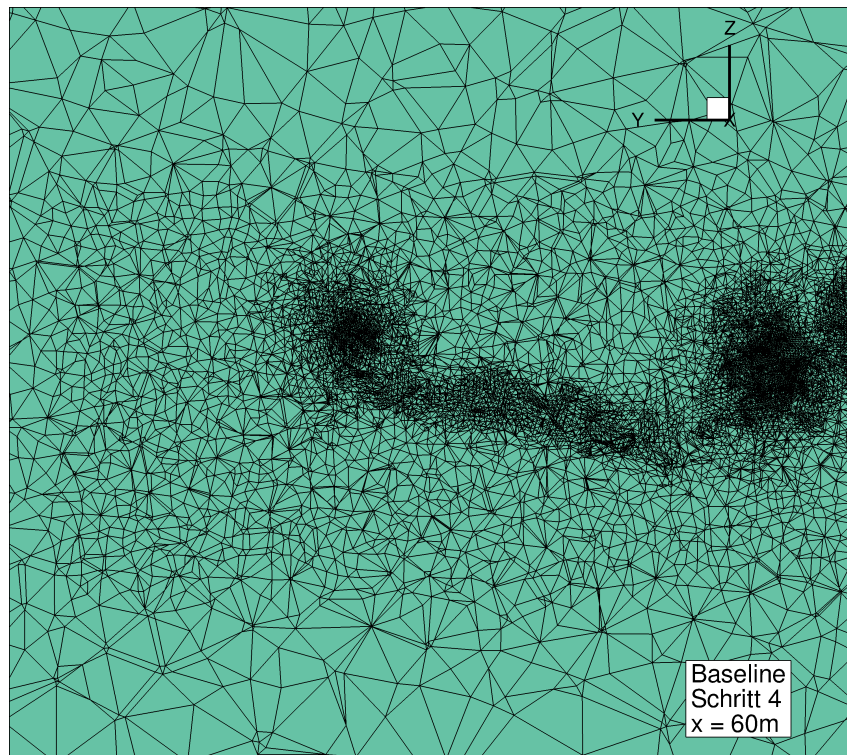
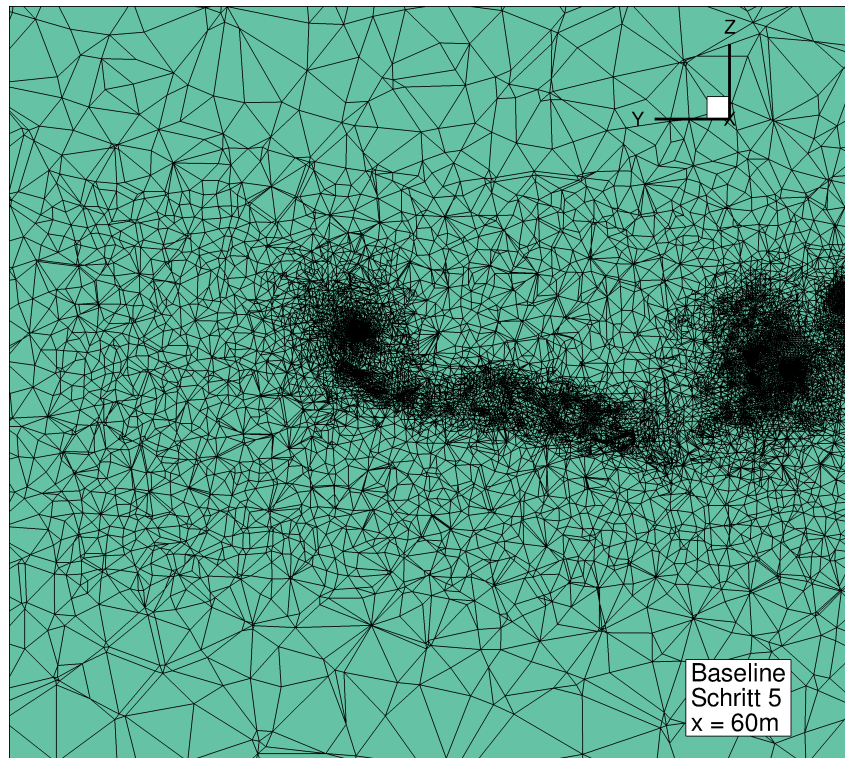
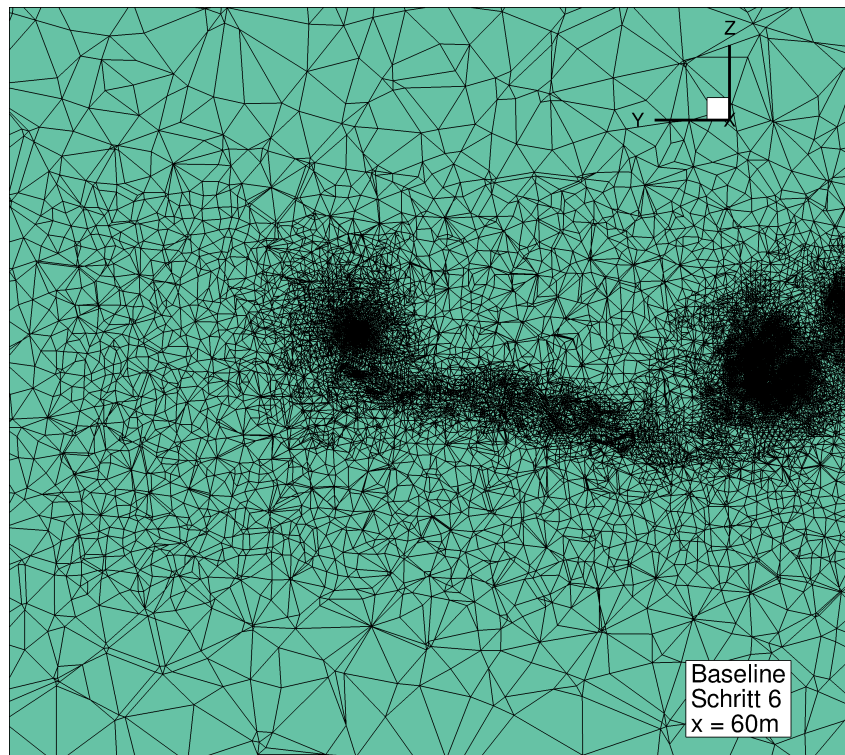


Abbildung A.5: *Baseline*: 4. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60\text{ m}$

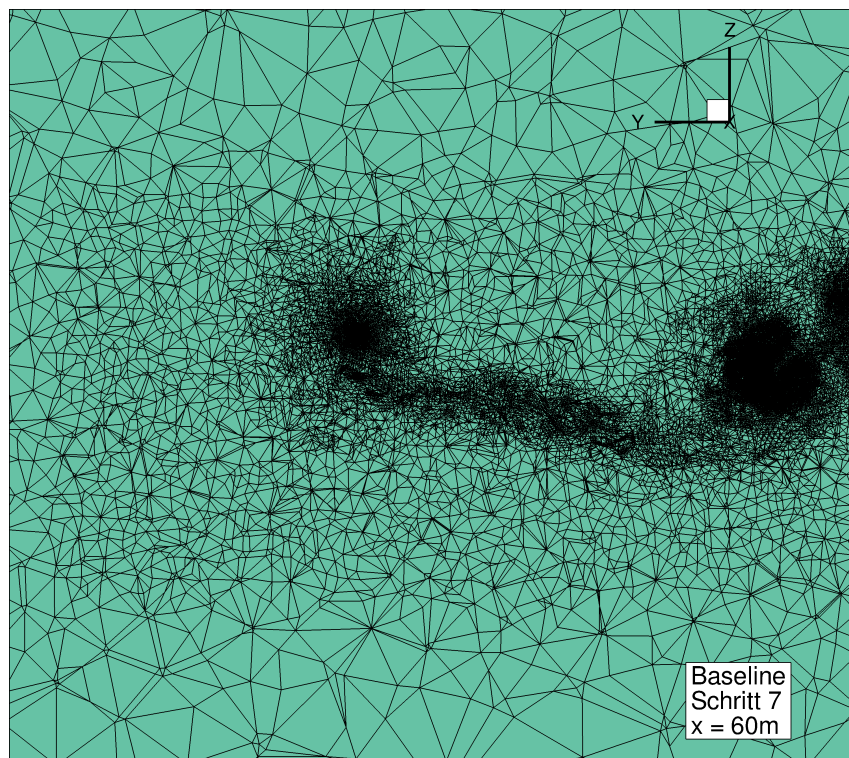


**Abbildung A.6:** *Baseline*: 5. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60\text{ m}$



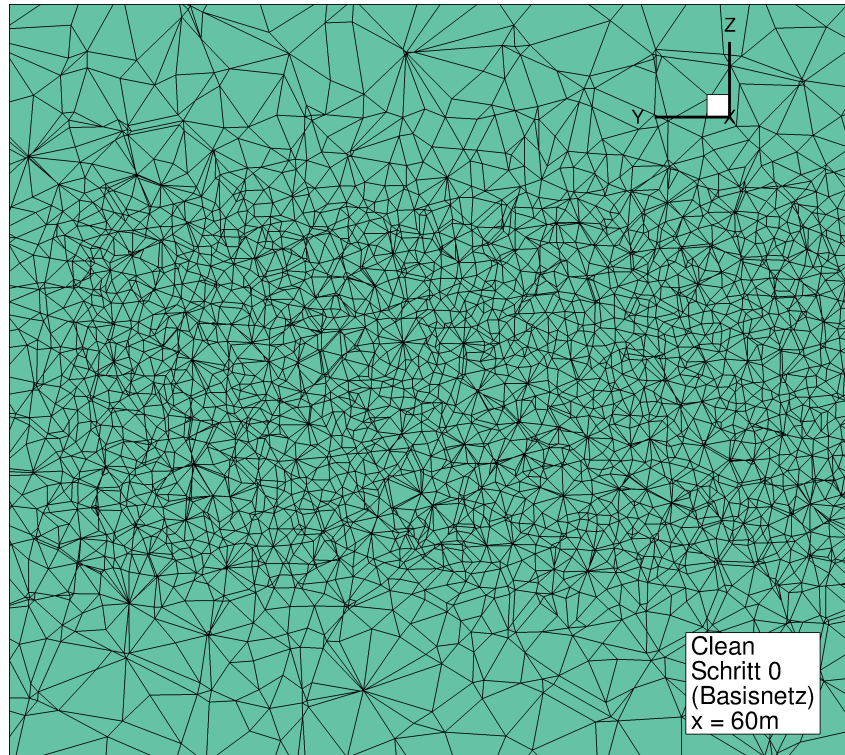
**Abbildung A.7:** *Baseline*: 6. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60\text{ m}$





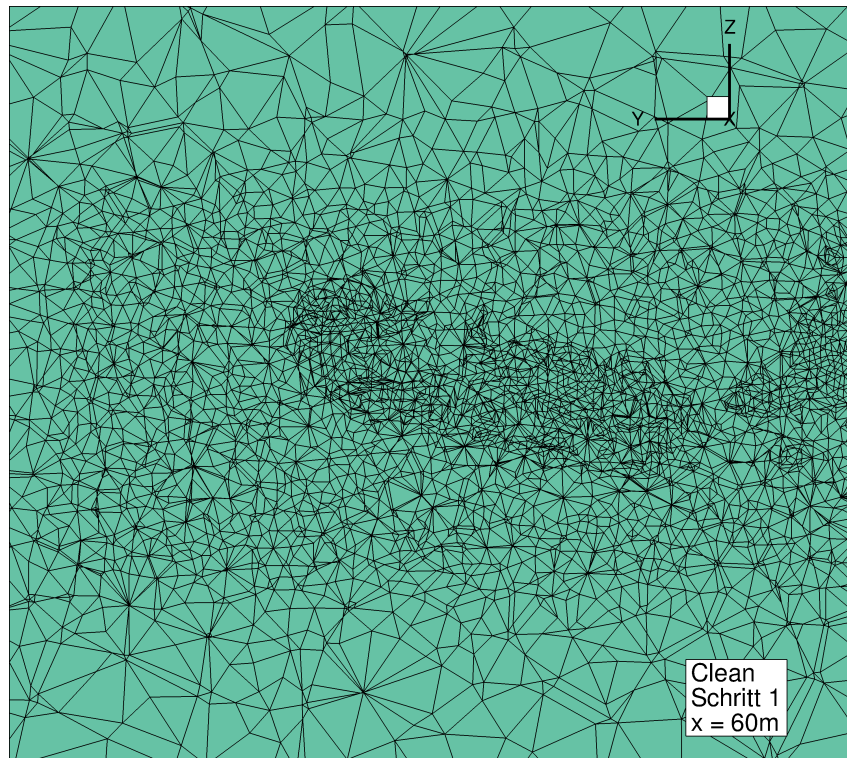
**Abbildung A.8:** *Baseline*: 7. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60$  m

## Konfiguration *Clean*

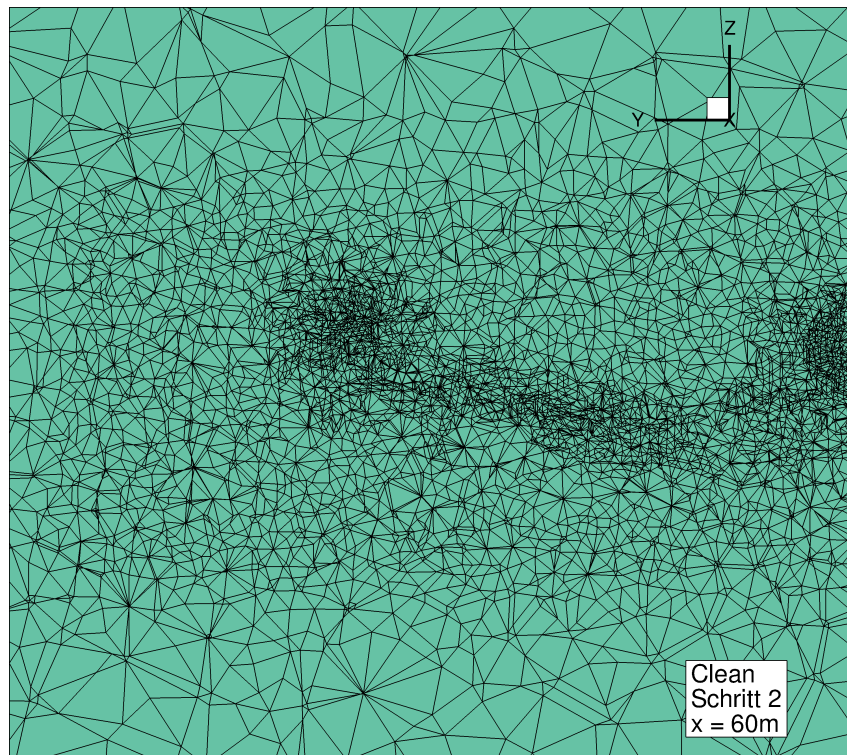


**Abbildung A.9:** *Clean*: Basisnetz (ohne Adaption), Schnitt bei  $x = 60\text{ m}$

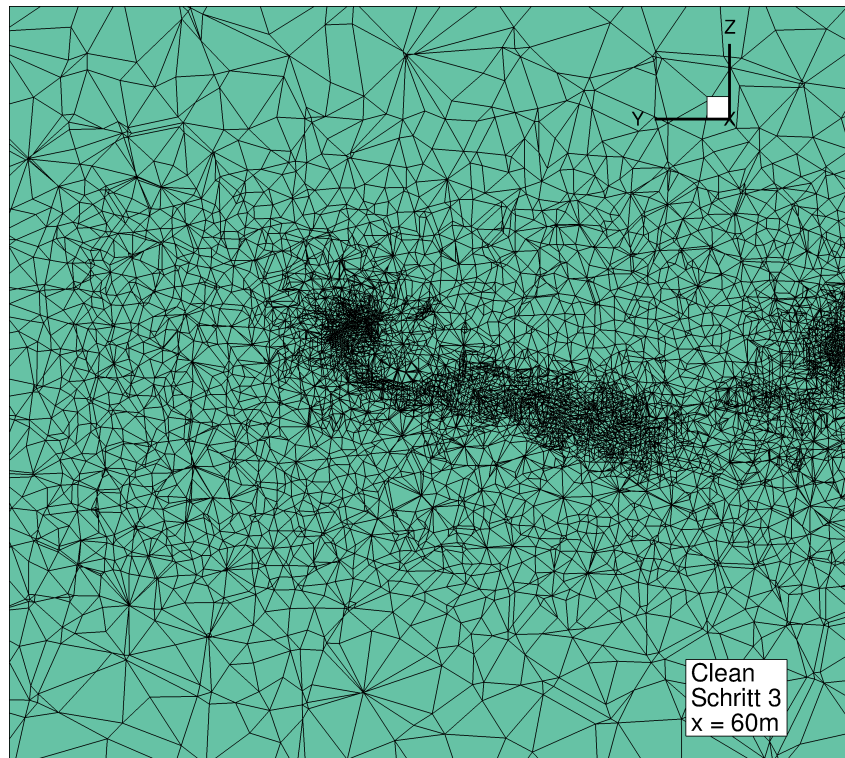




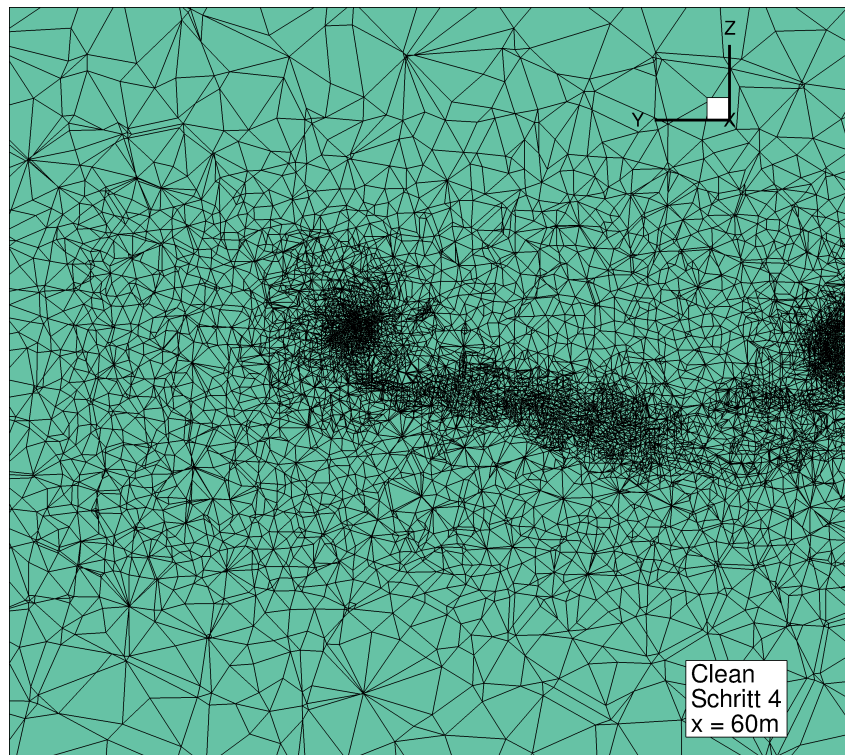
**Abbildung A.10:** *Clean*: 1. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60$  m



**Abbildung A.11:** *Clean*: 2. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60$  m

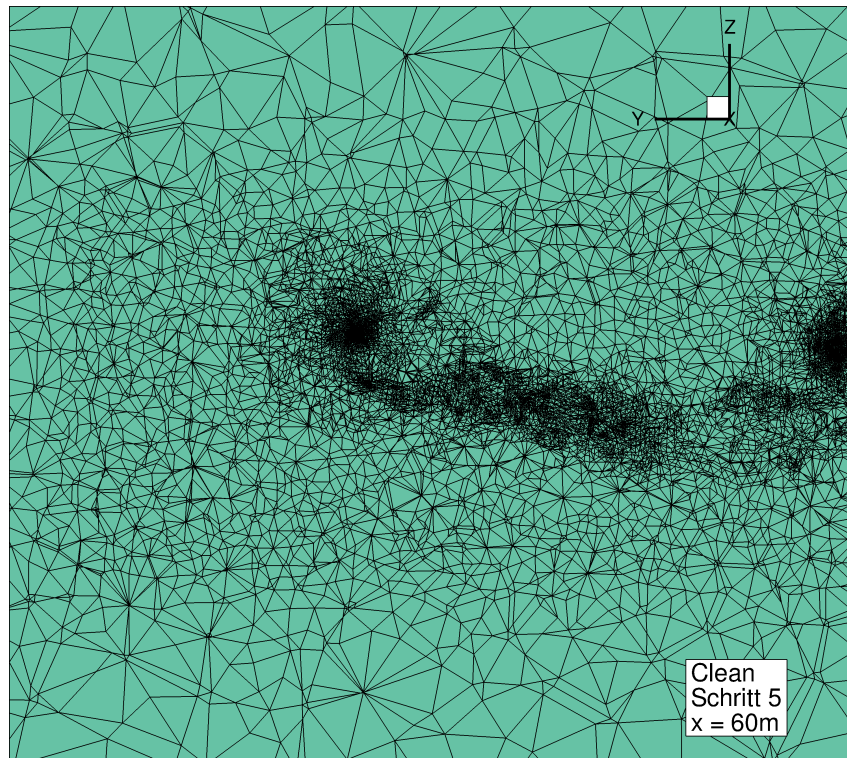


**Abbildung A.12:** *Clean*: 3. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60\text{ m}$

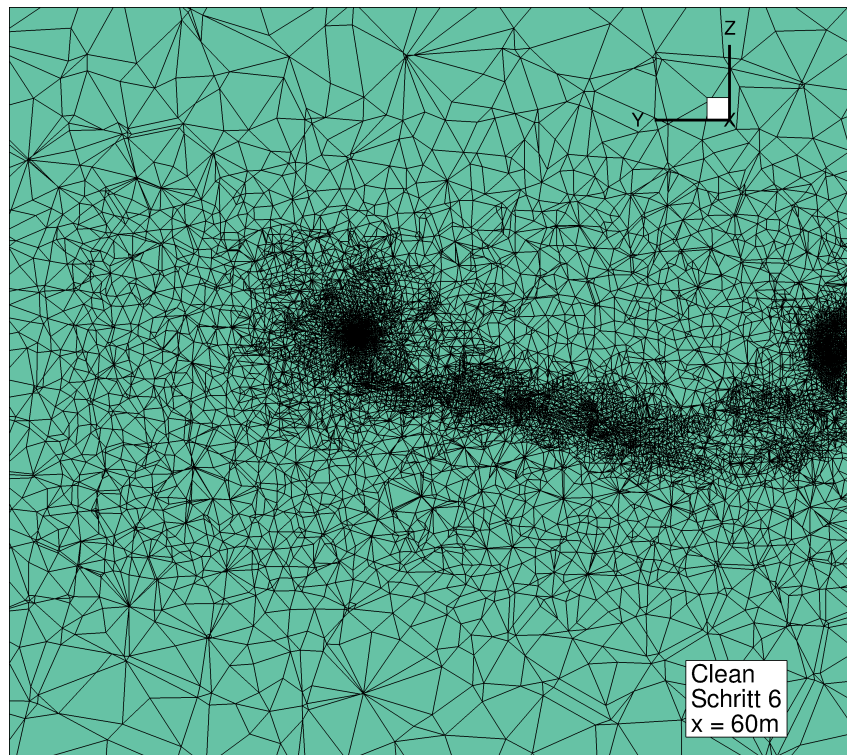


**Abbildung A.13:** *Clean*: 4. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60\text{ m}$

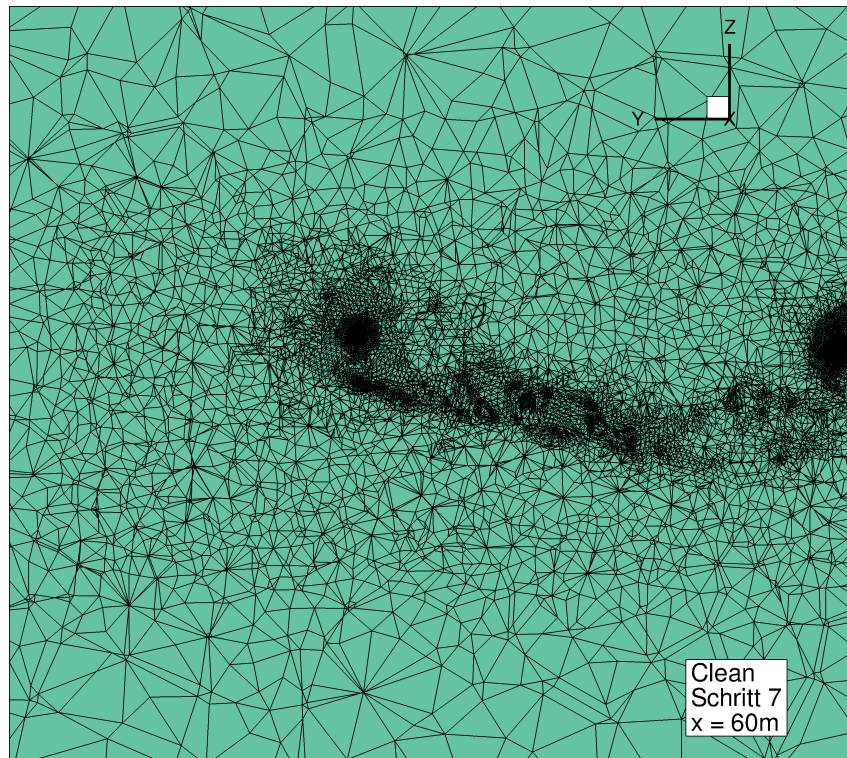




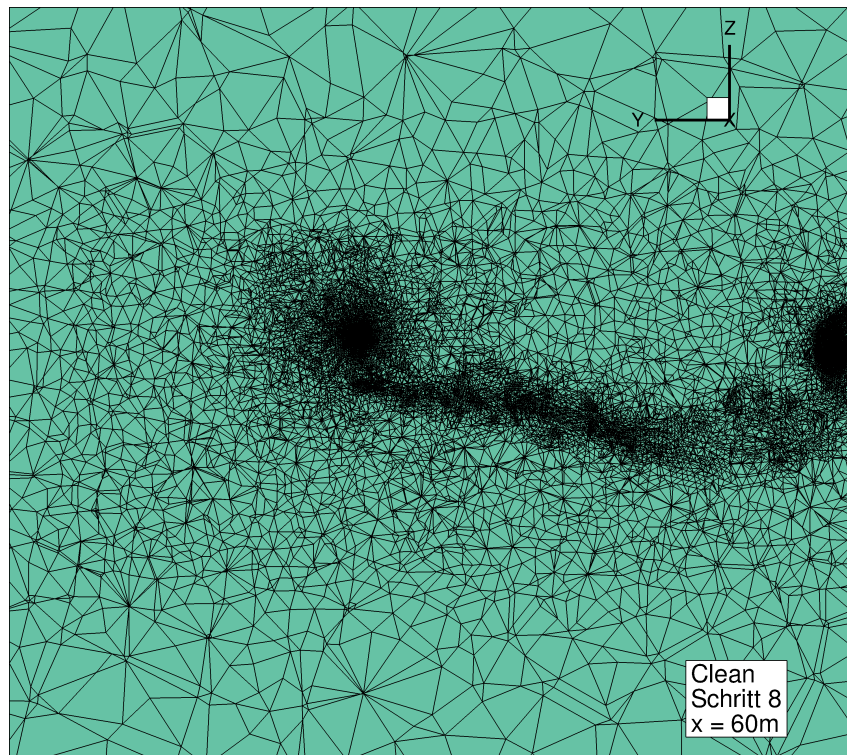
**Abbildung A.14:** *Clean*: 5. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60$  m



**Abbildung A.15:** *Clean*: 6. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60$  m

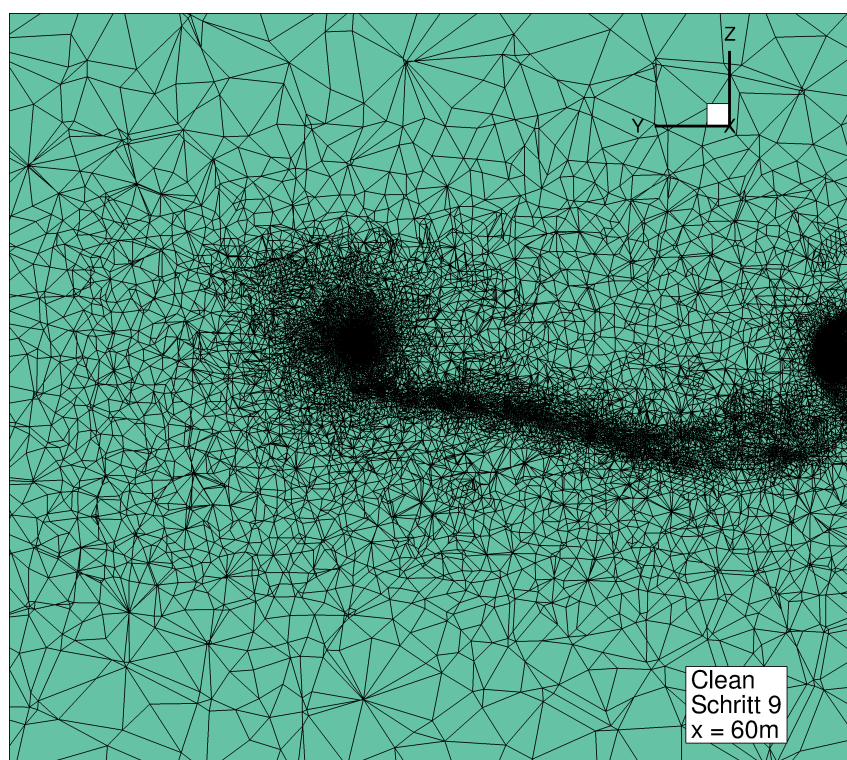


**Abbildung A.16:** *Clean*: 7. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60$  m



**Abbildung A.17:** *Clean*: 8. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60$  m





**Abbildung A.18:** *Clean*: 9. Adaptionsschritt, Schnitt bei  $x = 60$  m

## Anhang B

# Tabellen zur Übersicht der Adaptionseinstellungen

Adaptionsschritt	refinement mode	Indicator type	Percentage of new points	Indicator user-values	Indicator user-scaling	Anzahl Netzknoten
0			Basisnetz			3889762
1	both	vortex	1000	Nk	0.9	5501655
2	both	diff	40	Ptot, Ht, Pt, rho, V	1.0, 0.5, 0.5, 0.5, 0.5	7706187
3	add	vortex	1000	Nk	1.1	10471847
4	add	diff	40	Ptot, Ht, Pt, rho, V	1.0, 0.5, 0.5, 0.5, 0.5	14657735
5	add	vortex	1000	Nk	1.25	20186402
6	both	diff	40	Ptot, Ht, Pt, rho, V	1.0, 0.5, 0.5, 0.5, 1.0	28226332
7	both	vortex	1000	Nk	1.25	32987707
8	both	diff	40	Ptot, Ht, Pt, rho, V	1.0, 0.5, 0.5, 0.5, 1.0	46225692
9	both	diff	40	Ptot, Ht, Pt, rho, V	1.0, 0.5, 1.0, 0.5, 1.0	64676710

**Tabelle B.1:** Einstellungen der Adaptionsschritte für die Konfiguration *Clean*

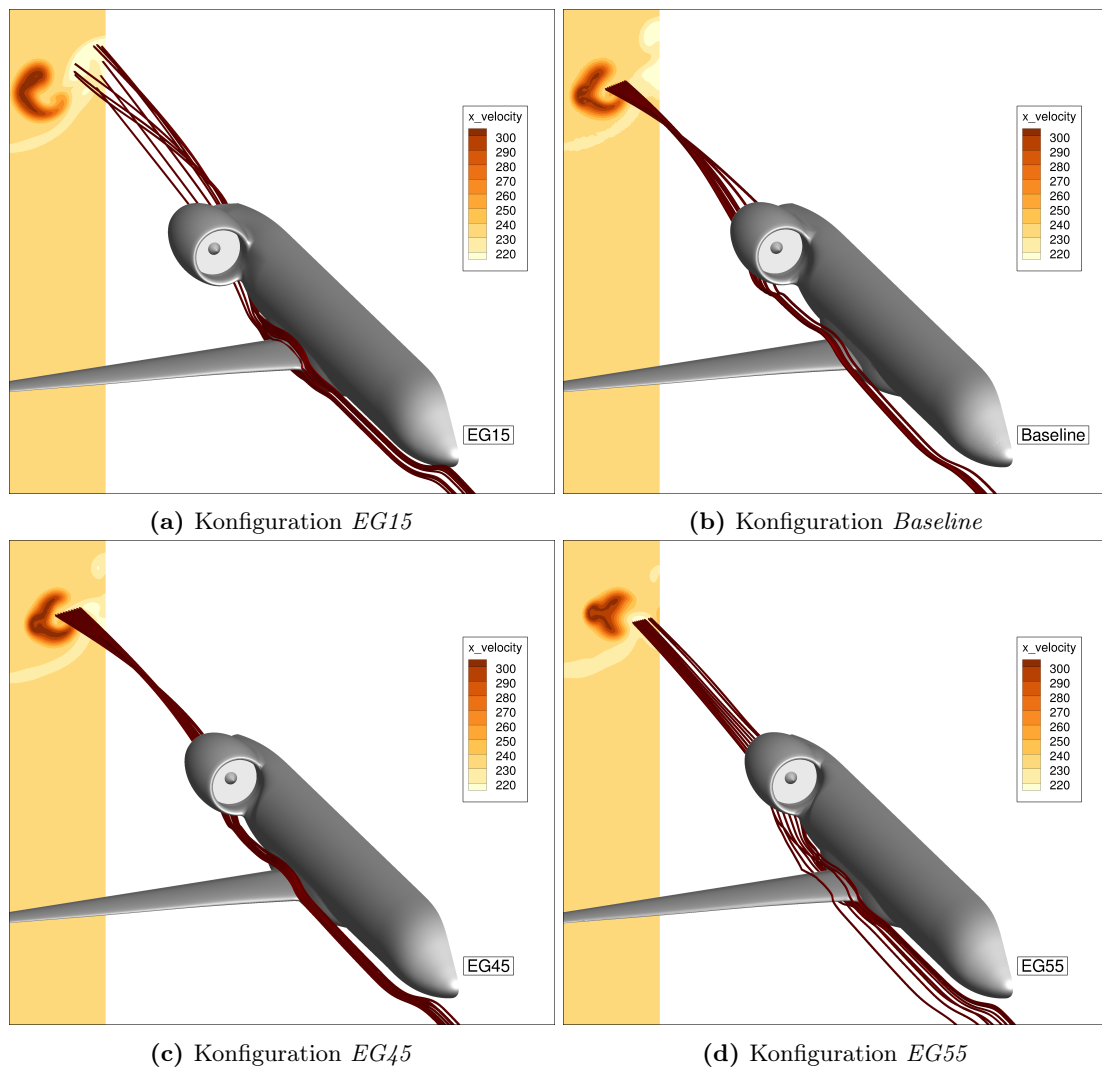
Adaptionsschritt	refinement mode	Indicator type	Percentage of new points	Indicator user-values	Indicator user-scaling	Anzahl Netzpunkte
0			Basissetz			9223056
1	both	vortex	1000	Nk	0.9	12452879
2	both	diff	40	Prot, Ht, Pt, rho, V	1.0, 0.5, 0.5, 0.5, 0.5	17458172
3	add	vortex	1000	Nk	1.1	23102382
4	add	diff	40	Prot, Ht, Pt, rho, V	1.0, 0.5, 0.5, 0.5, 0.5	32329208
5	add	vortex	1000	Nk	1.25	45250523
6	both	diff	40	Prot, Ht, Pt, rho, V	1.0, 0.5, 0.5, 0.5, 0.5	63325143
7	both	diff	40	Prot, Ht, Pt, rho, V	1.0, 0.1, 0.1, 0.1, 0.5	88655200

Tabelle B.2: Einstellungen der Adaptionsschritte für die Konfiguration *Baseline*

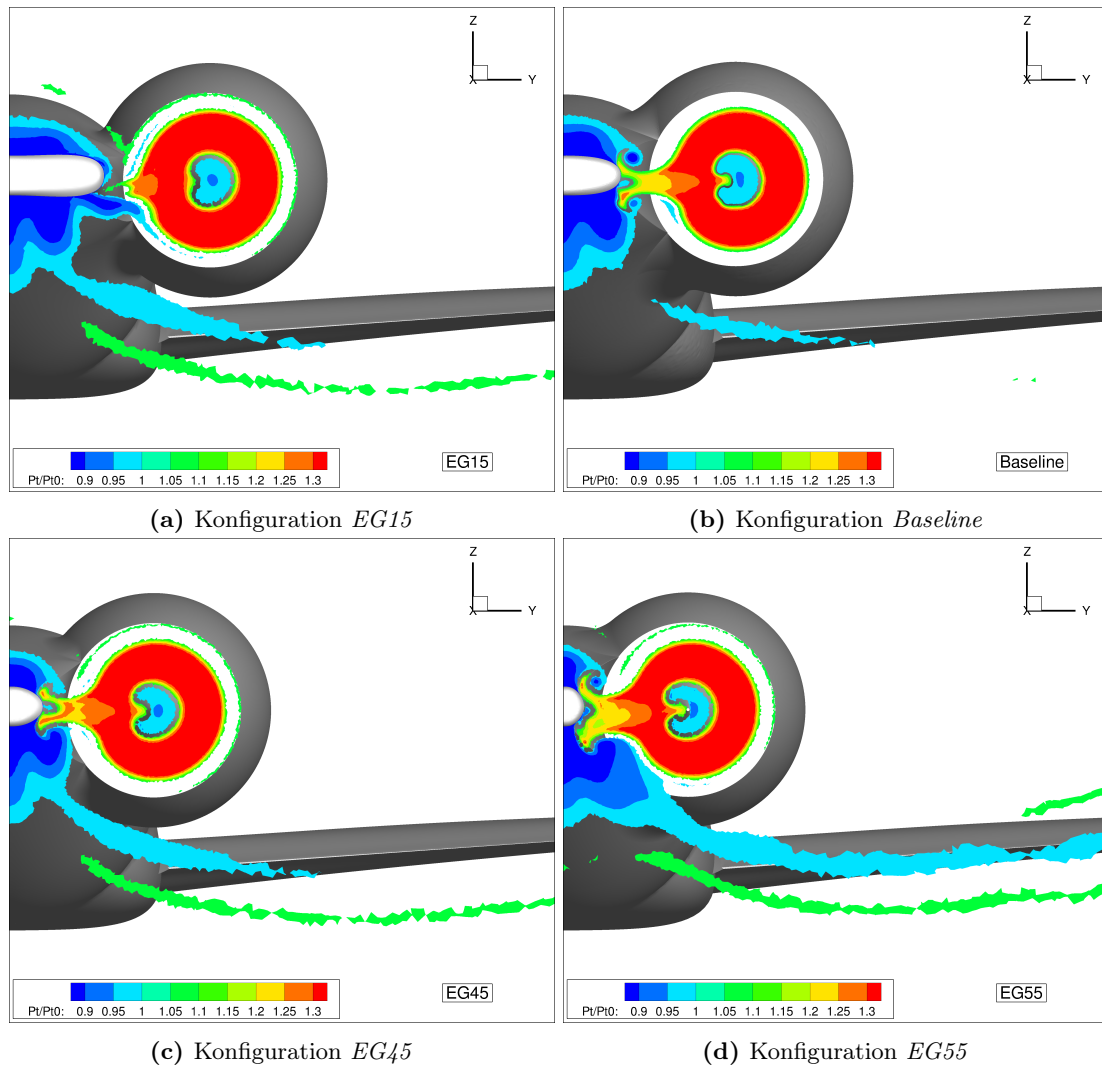


Anhang C

## Aerodynamische Interferenzen



**Abbildung C.1:** Einfluss der Verschneidung von Flügel und Rumpf auf die Ablenkung des Triebwerksstrahls



**Abbildung C.2:** Interferenz zwischen abgehenden Rumpfheckwirbeln und dem Triebwerkstrahl

